



## РОССИЙСКО-ЕВРОПЕЙСКИЙ ПРОЕКТ ЭКЗОМАРС-2018

### НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ ПРОЕКТА:

- ПОИСК ПРИЗНАКОВ ЖИЗНИ НА МАРСЕ В ПРОШЛОМ И НАСТОЯЩЕМ;
- ИССЛЕДОВАНИЕ ВОДНОЙ / ГЕОХИМИЧЕСКОЙ СРЕДЫ НА ПОВЕРХНОСТИ И В ПОДПОВЕРХНОСТНОМ СЛОЕ;
- ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОВЫХ ПРИМЕСЕЙ И ИХ ИСТОЧНИКОВ В АТМОСФЕРЕ МАРСА.

### МИССИЯ ЭКЗОМАРС-2018

РЕАЛИЗУЕТСЯ ДЕСАНТНЫМ МОДУЛЕМ С ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМОЙ, СОЗДАВАЕМЫХ РОСКОСМОС (НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА), А ТАКЖЕ ПЕРЕЛЕТНЫМ МОДУЛЕМ И МАРСОХОДОМ, СОЗДАВАЕМЫХ ЕКА.

НА ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЕ УСТАНАВЛИВАЕТСЯ НАУЧНАЯ АППАРАТУРА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ В ТЕЧЕНИЕ ОДНОГО МАРСИАНСКОГО ГОДА.

### КОМПЛЕКС НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ВКЛЮЧАЕТ:

- ПРИБОРЫ ДЛЯ ГЕОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ (СЕЙСМОМЕТР, РАДИОЭКСПЕРИМЕНТ);
- ПРИБОРЫ ДЛЯ МОНИТОРИНГА МЕТЕООБЪЕКТОВ (МЕТЕОКОМПЛЕКС, ПАНОРАМНАЯ КАМЕРА, ПЫЛЕВОЙ КОМПЛЕКС, ЛАЗЕРНЫЙ СПЕКТРОМЕТР, ЛИДАР, СПЕКТРОМЕТР ДЛЯ АНАЛИЗА СОСТАВА АТМОСФЕРЫ);
- ПРИБОРЫ ДЛЯ АНАЛИЗА ПОВЕРХНОСТИ И СРЕДСТВА ЗАБОРА ГРУНТА (ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ЗОНД, НЕЙТРОННЫЙ СПЕКТРОМЕТР, НИЗКОЧАСТОТНЫЙ РАДАР И МАГНИТОМЕТР, МАССБАУЭРОВСКИЙ СПЕКТРОМЕТР, ГАЗОАНАЛИТИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС (АНАЛИЗ ГРУНТА), МАСС-СПЕКТРОМЕТР С ЛАЗЕРНОЙ АБЛЯЦИЕЙ)

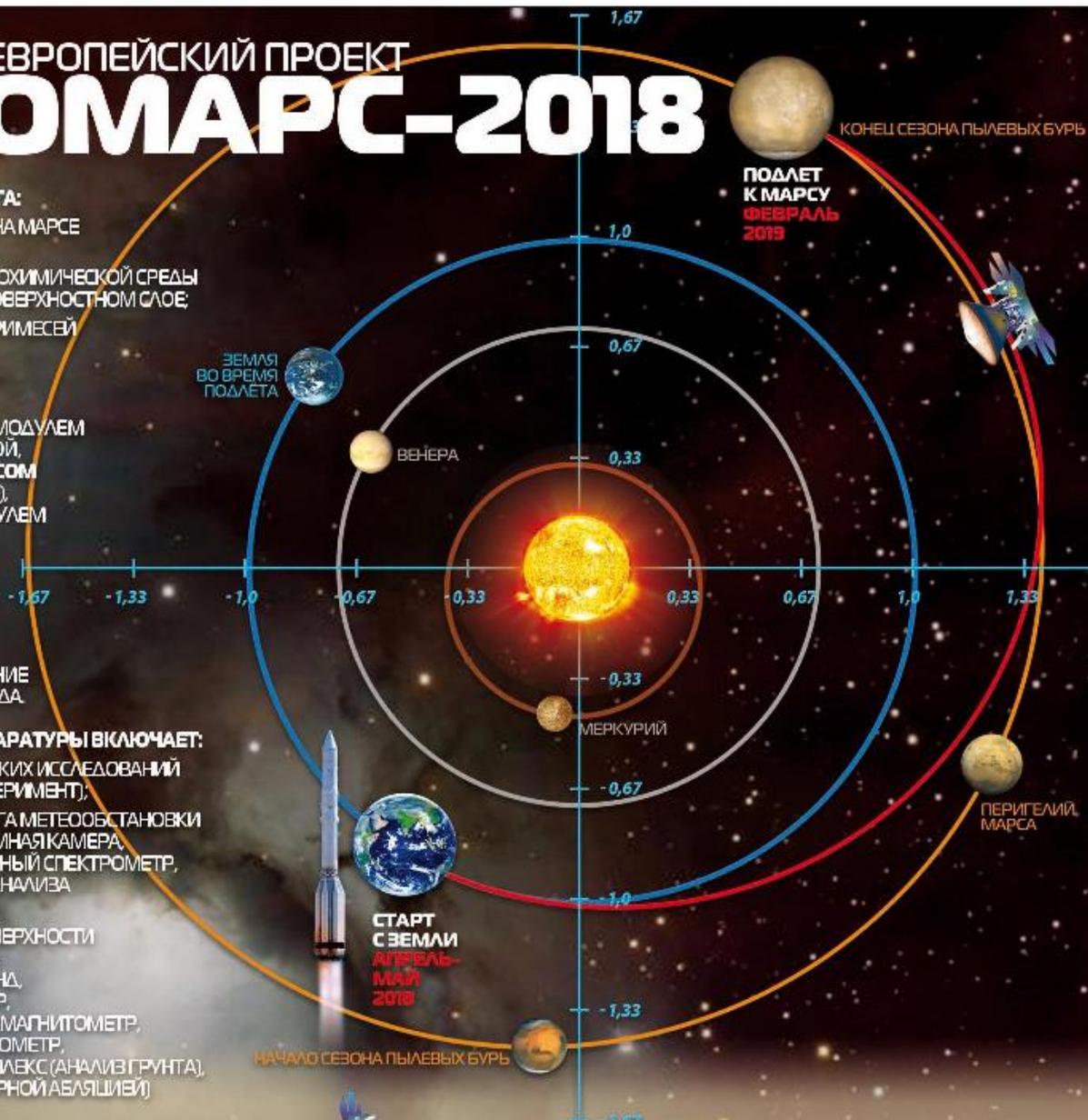
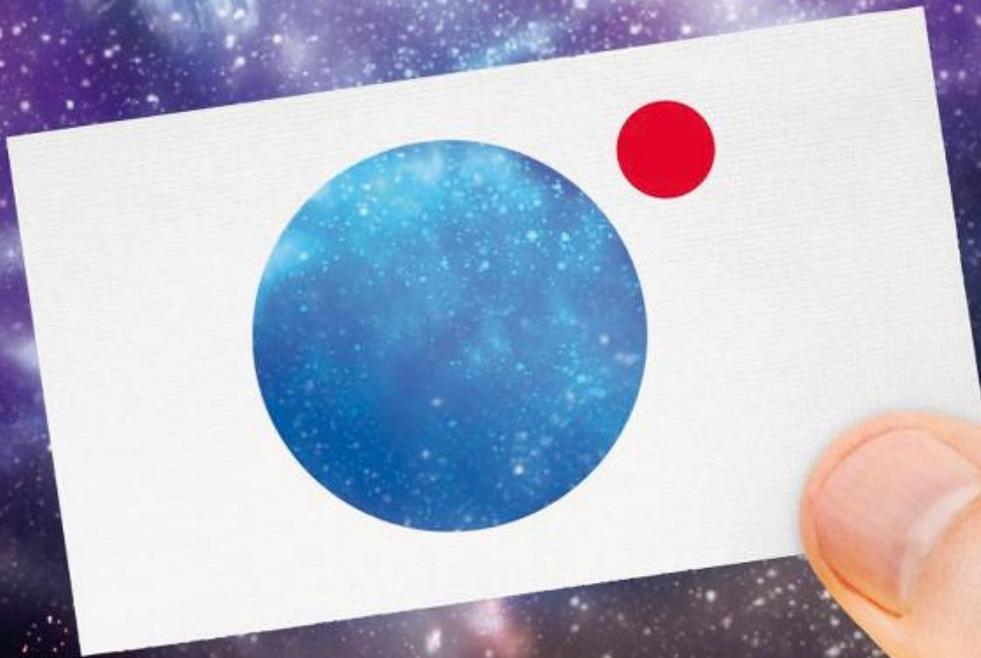


СХЕМА ПОСАДКИ АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА

# СПУТНИК

СТРАХОВОЙ ЦЕНТР



Реклама СЦ "СПУТНИК" Номер лицензии: С 3541 77

СТРАХОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

 +7 495 787 25 25

### с о д е р ж а н и е

**Бармин И.В., Кулагин В.П., Савиных В.П., Цветков В.Я.**  
Околосреднее космическое пространство как объект глобального мониторинга.....4

**Ломакин И.В., Мартынов М.Б., Польш В.Г., Симонов А.В.**  
К вопросу реализации программы исследования малых тел Солнечной системы.....10

**Назаров А.Е.**  
Проблема «13» для геостационарных космических аппаратов.....18

**Бычков В.П.**  
Новые методы измерения параметров поляризации антенн космических аппаратов с использованием фазовой поляризационной диаграммы.....22

**Бирюков А.С., Калинин В.И., Гриневич А.В., Маркачев Н.А.**  
Применение принципов механики разрушения для расчета ресурса конструкций, работающих под давлением, на примере топливного бака четвертой ступени РН «VEGA».....29

**Занин К.А.**  
Анализ качества координатной привязки изображений космического радиолокатора с синтезированной апертурой.....34

**Голомазов М.М., Финченко В.С.**  
Аэродинамическое проектирование спускаемого аппарата в атмосфере Марса по проекту «ЭкзоМарс».....40

**Клюшников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С.**  
Методические аспекты разработки стратегии развития системы средств выведения космических аппаратов на орбиту.....47

**Белоголов О.Б.**  
Моногармонический метод автоинтегрирования с локальным усреднением коэффициентов Фурье для расчета частотных характеристик динамических объектов и систем управления ракет.....53

**Сенцов Ю.И., Сорокин С.В.**  
Сравнительный анализ энергетической эффективности некоторых методов борьбы с астероидами.....57

**Рыкунич Ю.Н., Ситников А.Е., Александров Л.Г., Бирилюк Е.И., Зайончковский Г.И.**  
Исследование по энергетическим критериям запасов работоспособности поляризованных двухпозиционных электромагнитных клапанов двигательных установок.....61

**Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Крайнов А.М., Шаханов А.Е., Ельников Р.В.**  
К вопросу проектирования малых космических аппаратов с маршевой электроракетной двигательной установкой для исследования окололунного пространства.....68

### 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 ФГУП «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.laspacespace.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) 573 23 61, (495) 575 54 69  
факс: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68  
адрес электронной почты: [VESTNIK@LSPACE.RU](mailto:VESTNIK@LSPACE.RU)  
адрес в интернете: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

главный редактор – д.т.н., профессор  
**К.М. Пичхадзе**

заместитель главного редактора –  
д.т.н., профессор

**В.В. Ефанов**

### редакционная коллегия

к.т.н.

**П.А. Грешилов**

**В.М. Давыдов**

д.т.н.

**К.А. Занин**

к.э.н.

**Х.Ж. Карчаев**

к.т.н.

**М.Б. Мартынов**

к.т.н.

**А.А. Моисеев**

д.т.н.

**А.Е. Назаров**

к.э.н.

**В.М. Романов**

**А.В. Савченко**

**С.Н. Солодовников**

### редакционный совет

председатель – д.т.н., профессор  
**В.В. Хартов**

чл.-корр. РАН **О.М. Алифанов**

д.ф.-м.н., профессор

**В.В. Асмус**

академик РАН **А.А. Боярчук**

д.т.н., профессор

**Б.И. Глазов**

академик РАН **Л.М. Зеленый**

чл.-корр. АНРТ **Х.И. Ибадинов**

д.т.н., профессор

**А.А. Любомудров**

академик РАН **М.Я. Маров**

д.т.н., профессор

**Ю.А. Матвеев**

д.т.н., профессор

**В.Ю. Мелешко**

д.ф.-м.н., чл.-корр. НАН Беларуси

**О.Г. Пенязьков**

академик РАН **Г.А. Попов**

д.т.н., профессор

**В.Е. Усачов**

д.т.н.

**В.С. Финченко**

д.т.н., профессор

**Е.Н. Хохлачев**

чл.-корр. РАН **Б.М. Шустов**

академик НАН Украины

**Я.С. Яцив**

### журнал является рецензируемым изданием

### у ч р е д и т е л ь

ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»  
журнал зарегистрирован в Федеральной  
службе по надзору в сфере связи  
и массовых коммуникаций.  
свидетельство ПИ № ФС77-35385  
от 18 февраля 2009 г.

ISSN 2075-6941



13004



9 772075 694002

chief editor –  
d.eng., professor **K.M. Pichkhadze**  
deputy chief editor –  
d.eng., professor **V.V. Efanov**

**editorial board**

c.sc. (ec.) **P.A. Greshilov**  
**V.M. Davidov**  
d.eng. **K.A. Zanin**  
c.sc. (ec.) **K.Z. Karchayev**  
c.sc. (eng.) **M.B. Martynov**  
c.sc. (eng.) **A.A. Moisehev**  
d.eng. **A.E. Nazarov**  
c.sc. (ec.) **V.M. Romanov**  
**A.V. Savchenko**  
**S.N. Solodovnikov**

**editorial council**

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

**the journal is  
a reviewed publication**

**f o u n d e r**

FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»  
the journal is registered in  
Federal Service for telecommunications  
and mass media oversight.  
certificate ПИ № ФС77-35385  
dated february 18, 2009

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

**Barmin I.V., Kulagin V.P., Savinykh V.P., Tsvetkov V.Ya.**  
Near-Earth space as an object of global monitoring.....4

**Lomakin I.V., Martynov M.B., Pol V.G., Simonov A.V.**  
About implementation of exploration program of Solar System small bodies.....10

**Nazarov A.E.**  
«13» problem for geostationary spacecraft.....18

**Bychkov V.P.**  
New methods of measuring of SC antenna polarization parameters  
using phase polarization diagram.....22

**Birukov A.S., Kalinin V.I., Grinevich A.V., Markachev N.A.**  
Application of fracture mechanics principles for calculation  
the pressurized structure durability by example of the propellant tank  
of VEGA LV fourth stag.....29

**Zanin K.A.**  
Quality analysis of image geolocation for space synthetic aperture radar.....34

**Golomazov M.M., Finchenko V.S.**  
Aerodynamic design of descent vehicle in the Martian atmosphere  
under «ExoMars» project.....40

**Klyushnikov V.Yu., Kuznetsov I.I., Osadchenko A.S.**  
Methodical aspects of strategy elaboration of Launch Vehicle development  
for SC injection to orbit.....47

**Belonogov O.B.**  
Monoharmonical autointegrating method with local Fourier coefficients  
smoothing for computing frequency response characteristics  
of dynamic objects and rocket control systems.....53

**Sentsov Ju.I., Sorokin S.V.**  
Comparative analysis of energy efficiency of some asteroids  
controlling methods.....57

**Rikunich J.N., Sitnikov A.E., Alexandrov L.G., Barilyuk E.I.,  
Zaionchkovskiy G.I.**  
Research of serviceability reserve of engine installations two-position  
polarized electromagnetic valves by energy criteria.....61

**Kulkov V.M., Egorov Yu.G., Krainov A.M., Shakhanov A.E., Elnikov R.V.**  
On the issue of design of small spacecraft with sustainer electric  
propulsion unit intended for near-moon exploration.....68

**the journal is a reviewed publication**

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

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

editorial office address:  
141400 Moscow region, Khimki, Leningradskaya str., 24  
phone: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69  
fax: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68  
e-mail: [VESTNIK@LSPACE.RU](mailto:VESTNIK@LSPACE.RU)  
internet: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>



# ИСПЫТАНИЯ НА ЭМС

## ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ ИСПЫТАНИЙ

на ЭМС предназначены  
для испытаний систем,  
приборов и агрегатов  
ракетно-космической  
техники (РКТ)  
на устойчивость  
к воздействию помех  
по цепям питания

## СОСТАВ КОМПЛЕКСА:

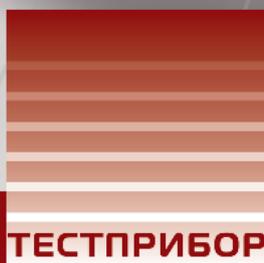
- Программируемые источники питания DC с диапазоном изменения напряжения до 100 В (до 200 В)
- Генераторы импульсных помех различной формы, амплитудой от единиц В до 1 кВ, длительностью от 1 до 100 мкс
- Генераторы гармонических помех с частотами от 10 Гц до 300 МГц
- Магнитные устройства связи (индукторы)
- Эквивалент импеданса сети питания
- Измерительные токосъемники
- Емкостные устройства связи и развязки
- Контрольно-измерительные приборы

## ОБЕСПЕЧИВАЕТ:

- Электропитание испытуемых изделий, с потребляемой мощностью от единиц Вт до десятков кВт
- Создание по цепям питания выбросов и провалов напряжения, пульсаций напряжения различных форм, наложение стационарных и импульсных помех
- Контроль и измерение создаваемых процессов



Реклама



## ОКОЛОЗЕМНОЕ КОСМИЧЕСКОЕ ПРОСТРАНСТВО КАК ОБЪЕКТ ГЛОБАЛЬНОГО МОНИТОРИНГА

## NEAR-EARTH SPACE AS AN OBJECT OF GLOBAL MONITORING



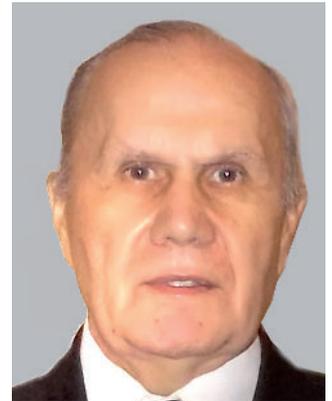
**И.В. Бармин,**  
профессор, доктор  
технических наук,  
член-корреспондент  
РАН, академик РАКЦ,  
МАН, президент РАКЦ,  
ФГУП «ЦЭНКИ»,  
Россия, Москва,  
cvj2@list.ru;  
**I.V. Barmin**



**В.П. Кулагин,**  
профессор, доктор  
технических наук,  
член-корреспондент  
РАЕН, МИЭМ НИУ  
ВШЭ,  
Россия, Москва,  
kvp@miem.ru;  
**V.P. Kulagin**



**В.П. Савиных,**  
профессор, доктор  
технических наук,  
член-корреспондент  
РАН, академик РАКЦ,  
МАН, Московский  
государственный  
университет геодезии  
и картографии,  
Россия, Москва,  
cvj2@list.ru;  
**V.P. Savinykh**



**В.Я. Цветков,**  
профессор, доктор  
технических наук,  
доктор экономических  
наук, академик РАКЦ,  
cvj2@list.ru;  
**V.Ya. Tsvetkov**

*В статье дается анализ околоземного космического пространства как специфического объекта глобального мониторинга. Рассматриваются состав и особенности околоземного космического пространства. Показано, что практически все земные поля и область активного освоения космоса человеком находятся в этой зоне.*

*Ключевые слова:*  
космические исследования;  
космическое пространство;  
ближний космос;  
планетология.

### Введение

В процессе своего развития человечество открывает все новые неизведанные области и делает их объектом исследования. Таким объектом исследования и новой средой обитания становится околоземное космическое пространство (ОКП). Особую актуальность приобретает исследование ОКП в аспекте глобального мониторинга (Меньшиков В.А., Перминов А.Н., Урличич Ю.М., 2010; Ефанов В., Мартынов М., Пичхадзе К., 2012). В современную эпоху глобализации необходима новая стратегия освоения космоса. В рамках этой стратегии возникает необходимость более дифференцированного изучения космического пространства, одним из первых шагов на этом пути является выделение, изучение и освоение околоземного космического пространства.

*The article analyzes the near-Earth space as a specific object of global monitoring. The paper describes the structure and characteristics of near-Earth space. It is shown that all of the earth's field and the area of active development of human space is in the area of near space.*

*Keywords:*  
space exploration;  
space;  
near space;  
planetology.

### 1. Принципы глобального мониторинга

Современный глобальный мониторинг в значительной степени использует методы геоинформатики (Майоров А.А., 2012) и основан на геоинформационном мониторинге (Цветков В.Я., 2005). Глобальный мониторинг по отношению к Земле разделяют на внешний и внутренний. Внутренний мониторинг направлен на изучение поверхности Земли, внешний направлен в сторону, противоположную к Земле. Во внешнем мониторинге существует следующая иерархия: околоземной, геоцентрический и дальний космос (Tsvetkov V.Ya., 2012). Выделяют следующие ключевые характеристики современного мониторинга

(*Tsvetkov V.Ya.*, 2012): вид; объект; цель; поле; система; методы; технология.

Поле мониторинга – это область возможных объектов и явлений, для которых может быть применен данный вид мониторинга. Поле мониторинга определяется методами наблюдений и обработки и набором исходных данных. Чем шире набор технологий и методов, которые можно использовать при мониторинге, тем шире поле мониторинга. Объект мониторинга – это конкретный объект, за которым ведется наблюдение. Как объект мониторинга околоземное космическое пространство может быть рассмотрено с разных аспектов.

## 2. Аспекты рассмотрения ОКП

С точки зрения геофизики, ОКП – это несколько защитных оболочек Земли. С точки зрения развития человечества, ОКП – это ближний космос, который интенсивно осваивается человеком. С точки зрения геосферы, ОКП – надстройка геосферы, которая становится ее частью. С точки зрения создания единой координатной земной среды, ОКП – это расширение координатной земной системы, что особенно важно при координировании особо опасных космических объектов (*Егоров В.М., Цветков В.Я.*, 2012). В аспекте глобальной геосистемы ОКП – надстройка глобальной геосистемы, которая также становится ее частью. В аспекте познания ОКП – надстройка инфосферы (*Иванников А.Д., Тихонов А.Н., Соловьев И.В.*, 2013), которая расширяет границы человеческого знания. В аспекте освоения космического пространства ОКП – это часть космического пространства, которая в большей степени освоена человечеством в сравнении с другими его частями (*Савиных В.П., Цветков В.Я.*, 2012). В аспекте пространственных полей ОКП – часть пространства, в которой расположены все земные поля (электрическое, гравитационное, магнитное). В аспекте геоинформационного пространства (*Лебедев В.В.*, 2005) ОКП – часть космического пространства, которая граничит с геоинформационным пространством.

## 3. Границы ОКП

Определение границ околоземного космического пространства необходимо для задач мониторинга, координирования этого пространства с земным, для навигации и других задач. Земная поверхность окружена воздушной оболочкой – атмосферой. ОКП граничит с земной атмосферой. В настоящее время нет четкого определения границ ОКП, поэтому авторы предлагают свой вариант, с включением прилегающих к ОКП пространств.

В таблице приведены зоны различных

пространств по отношению к Земле, в которых необходимо учитывать появление космических объектов.

**таблица** – Пространственные зоны непосредственного влияния на Земную цивилизацию

№	среда или пространство	дальняя граница
1	атмосфера	примерно 100 км от поверхности Земли
2	ОКП	примерно 51000 км от поверхности Земли или 9 Re земных радиусов от центра Земли
3	подлунное КП	орбита Луны более 60 Re
4	залунное КП	одна астрономическая единица примерно 21481 Re

Атмосферу условно (международным соглашением) определяют высотой 100 км над поверхностью Земли, хотя есть исследования, показывающие наличие атмосферы на высоте 214 км. Но 100 км высота трактуется как граница авиационных полетов, выше – космические полеты. Это расстояние может считаться нижней границей ОКП от поверхности Земли.

Если связывать ОКП с Землей, точнее с земной цивилизацией, то необходимо учитывать фактор присутствия человека в этом пространстве. Анализ этого фактора связывает верхнюю границу с высотой геостационарных спутников примерно 36000 км. Электрическое поле также попадает в эту зону 36000 км. Высокие эллиптические орбиты простираются до 47000 км. Поэтому зону ОКП определим от 100 км над поверхностью Земли до расстояния 8 Re (земных радиусов) над поверхностью Земли (примерно 51000 км) или 9 Re от центра. Таким образом, дальняя граница ОКП (по отношению к Земле) определяется сферой с центром в центре Земли с радиусом равным девяти земным радиусам от центра или восьми земным от поверхности.

В США космическое пространство принято делить на околоземное, долунное и залунное. Долунное космическое пространство (ДКП) простирается до орбиты Луны (384400 км или примерно 60 Re), залунное космическое пространство (ЗКП) определяется одной астрономической единицей (23481 Re).

Есть и другие оценки границы ОКП. В (*Новиков Л.С.*, 2006) границей ОКП обозначают пространство до орбиты Луны. На наш взгляд, такое пространство весьма неоднородно как по освоению его человеком, так и по содержанию различных полей Земли. Оценка, которая приводится в таблице, дает более однородные пространства по содержанию.

## 4. Что находится в ОКП?

В область ОКП попадает зона земного притяжения. По одним оценкам, это 930 км, по другим – 1500 км.

Подавляющее большинство космических средств сосредоточено в ОКП – в области низких орбит (около 60%). Спутники на низких орбитах (700-1500 км) обладают некоторыми преимуществами перед другими космическими аппаратами по энергетическим характеристикам, однако проигрывают в длительности сеансов связи, а также в общем сроке службы. Период обращения спутника в среднем, составляет 100 мин, при этом примерно 30% этого времени он пребывает на теневой стороне планеты. Аккумуляторные бортовые батареи способны испытать в год около 5000 циклов зарядки/разрядки. Как результат – срок их работы не превышает 5-8 лет.

Средневысотные орбиты располагаются между первым и вторым радиационными поясами, т.е. на высоте 5000-15000 км. Эти аппараты слабее геостационарных, поэтому для полного покрытия поверхности Земли необходима орбитальная группа из 8-12 спутников (например, Spaceway NGSO, ICO, «Ростелесат»); каждый спутник находится в зоне радиовидимости наземной станции недолго, примерно 1,5-2 ч.

Высокими орбитами считают геостационарные и высокие эллиптические орбиты. Геостационарные орбиты (круговые) используются чаще всего для размещения космических аппаратов. Они обладают существенными преимуществами: возможна непрерывная круглосуточная связь, а сдвиг частоты практически отсутствует. Геостационарные спутники располагаются на высоте около 36000 км над поверхностью Земли и вращаются синхронно с ней. Они как бы «зависают» над определенной точкой – «подспутниковой точкой». Однако, на самом деле, положение такого спутника не фиксировано. Он испытывает некоторый «дрейф» из-за ряда факторов, вследствие чего орбита со временем смещается. Высокая эллиптическая орбита (ВЭО) – это тип эллиптической орбиты, у которой высота в апогее (до 50000 км) во много раз превышает высоту в перигее (500 км).

К основным физическим свойствам и природным особенностям околоземного космического пространства можно отнести:

- гравитационное, магнитное и электрическое поле Земли;
- процессы в ионосфере Земли;
- глубокий космический вакуум;
- тепловое излучение;
- космические лучи и солнечное излучение;
- радиационные пояса Земли.
- космический мусор.

Рассмотрим влияние этих факторов на параметры орбиты космического аппарата.

### 4.1. Влияние гравитационного поля Земли

Фигура Земли представляет собой достаточно сложную поверхность, названную геоидом. до настоящего времени окончательно не определена, поэтому задача ее дальнейшего уточнения – предмет теории гравиметрии и теории фигуры Земли.

Возмущающее ускорение, вызванное гравитационным полем несферической Земли, составляет 1/656-ю долю  $g$  (*Большая Российская энциклопедия*, 2012). Для низких и высоких эллиптических орбит этот фактор играет определенную роль, поскольку космические аппараты (КА) то попадают в зону притяжения Земли (930 км), то выходят из нее.

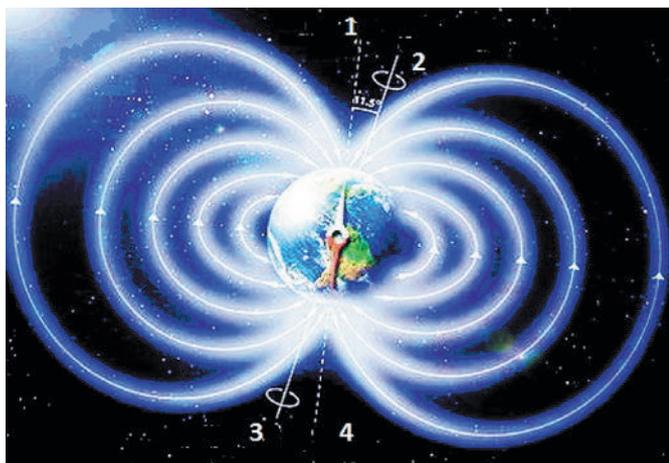
Анализ влияния возмущения на движение КА по эллиптической орбите показывает, что в среднем орбита не изменяет своих размеров и формы, т.е. остаются практически неизменными ее большая полуось, фокальный параметр, эксцентриситет и линейный эксцентриситет, высота апогея и перигея. Вместе с тем она постепенно поворачивается в пространстве вокруг оси, совпадающей с осью вращения Земли, и происходит вращение линии аспид (апогей–перигей), что существенно влияет на баллистическую устойчивость КА.

При формировании орбитальных группировок КА необходимо выбирать элементы орбит таким образом, чтобы максимально снизить воздействие гравитационного поля Земли на движение КА. Это позволит в конечном итоге обеспечить баллистическую устойчивость группировки в течение длительного времени и минимизировать необходимые для коррекции орбиты бортовые запасы топлива.

### 4.2. Влияние магнитного поля Земли

Магнитосфера Земли имеет сложную форму (см. рисунок). Со стороны, обращенной к Солнцу, расстояние до её границы варьируется в зависимости от интенсивности солнечного ветра и составляет около 70000 км (10-12 радиусов Земли  $R_e$ , где  $R_e=6371$  км). Граница магнитосферы, или магнитопауза, со стороны Солнца по форме напоминает снаряд и, по приближенным оценкам, находится на расстоянии около 15  $R_e$ . С ночной стороны магнитосфера Земли вытягивается длинным цилиндрическим хвостом (магнитный хвост), радиус которого составляет около 20-25  $R_e$ . Хвост вытягивается на значительное расстояние – намного большее, чем 200  $R_e$ , и где он заканчивается – не известно (*Большая Российская энциклопедия*, 2012).

Источники магнетизма Земли находятся в



- 1 – Южный магнитный полюс;  
 2 – географический Северный полюс;  
 3 – географический Южный полюс;  
 4 – Северный магнитный полюс.

**рисунок.** Магнитосфера Земли

основном в трех компонентах планеты: в ядре, коре и верхней атмосфере (Веселовский И.С., Кропоткин А.П., 2010). Магнитное поле с течением времени испытывает определенные изменения и возмущения. Регулярные изменения, подчиняющиеся определенной закономерности, называются невозмущенными вариациями. К ним относятся годовые лунно-суточные и солнечно-суточные невозмущенные вариации. Спорадические изменения магнитного поля Земли называют магнитными возмущениями.

Интенсивные возмущения носят название магнитных бурь, которые могут длиться от нескольких часов до нескольких суток и наблюдаются одновременно по всей Земле. С наибольшей интенсивностью они фиксируются в высоких широтах. Магнитные бури вызываются потоком солнечной плазмы из активных областей Солнца, накладывающимся на спокойный солнечный ветер. Магнитные бури представляют опасность для экипажей пилотируемых космических кораблей и функционирования бортовой аппаратуры.

Прогнозировать магнитные бури можно максимум за трое суток. За это время можно провести какие-либо практические действия с КА и экипажем, направленные на снижение (или исключение) воздействия потока высокоэнергетических частиц. Во время магнитных бурь существенно изменяются параметры слоев ионосферы, отражающей и поглощающей радиоволны. В результате возникают значительные помехи в области коротковолновой связи.

### 4.3. Влияние электрического поля Земли

Естественное электрическое поле Земли наблюдается в твёрдом теле Земли, в морях, в

атмосфере и магнитосфере. Оно обусловлено сложным комплексом геофизических явлений. Распределение потенциала поля несёт в себе определённую информацию о строении Земли, о процессах, протекающих в нижних слоях атмосферы, в ионосфере, магнитосфере, а также в ближнем межпланетном пространстве и на Солнце.

Наличие электрического поля в атмосфере Земли связано в основном с процессами ионизации воздуха и пространственным разделением возникающих при ионизации положительных и отрицательных электрических зарядов. Ионизация воздуха происходит под воздействием космических лучей, ультрафиолетового излучения Солнца, излучения радиоактивных веществ, имеющихся на поверхности Земли и в воздухе, электрических разрядов в атмосфере и других факторов (Большая Российская энциклопедия, 2012). Земля относительно атмосферы заряжена отрицательно.

Электрические поля в ионосфере обусловлены процессами, протекающими как в верхних слоях атмосферы, так и в магнитосфере. Приливные движения воздушных масс, ветры, турбулентность – все это источники генерации электрического поля в ионосфере. Величина его напряженности зависит от местоположения точки, времени суток, общего состояния магнитосферы и ионосферы, активности Солнца. Сила тока при этом достигает сотен и тысяч ампер (Большая Российская энциклопедия, 2012).

Одним из непосредственных источников электрического поля в магнитосфере является солнечный ветер. В период магнитных бурь и полярных сияний электрические поля и токи в магнитосфере и ионосфере испытывают значительные изменения. Воздействие электрического поля Земли на функционирование КА проявляется в виде: электризации внешних поверхностей КА, нарушении функционирования бортовых систем, помех связи.

### 4.4. Влияние ионосферы Земли

Ионосфера простирается от мезосферы до высот порядка тысячи километров. Ионосфера представляет собой природное образование разряженной слабоионизированной плазмы, находящейся в магнитном поле Земли и обладающей благодаря своей высокой электропроводности специфическими свойствами, определяющими характер распространения в ней радиоволн и различных возмущений. При распространении радиоволн в ионосфере происходит их отражение, двойное лучепреломление, рассеивание и нелинейные эффекты.

В зависимости от плотности заряженных частиц в ионосфере выделяются слои: *D* (60-90 км),

$E$  (90-120 км) и  $F$  (выше 130-140 км) (*Большая Российская энциклопедия*, 2012). Попадающая в ионосферу (анизотропную среду) волна испытывает двойное лучепреломление, т.е. расщепляется на две волны, различающиеся скоростью и направлением распространения, поглощением и поляризацией. По мере распространения двух волн накапливается сдвиг фаз между ними, вследствие чего поляризация результирующей волны в определенных условиях сохраняется, но плоскость поляризации при распространении поворачивается. В общем случае поляризация обеих волн эллиптическая.

Помимо регулярной зависимости электронной концентрации от высоты (регулярной ионосферы), в ионосфере происходят и случайные изменения концентрации. Ионосферный слой содержит большое число спорадических образований различного размера, которые находятся в постоянном движении и изменении, рассасываясь и возникая вновь. Это приводит при передаче сигнала к хаотическим изменениям принимаемого сигнала. Существование неоднородных образований приводит к рассеянию радиоволн на частотах, значительно превышающих максимальные частоты отражения от регулярной ионосферы. Неоднородные образования возникают в ионосфере также при прохождении через нее метеоритов.

Существуют особенности распространения радиоволн различного диапазона в ионосфере. В частности, их нижняя частота ограничена поглощением. Поэтому связь осуществляется в диапазоне коротких и в ночные часы – в диапазоне средних волн. Длинные и сверхдлинные волны практически не проникают в ионосферу, отражаясь от ее нижней границы.

Радиоволны звуковых частот могут просачиваться через ионосферу вдоль силовых линий магнитного поля Земли. Распространяясь, волна уходит на расстояние, равное нескольким земным радиусам, а затем возвращается в сопряженную точку, расположенную в другом полушарии. Для инфразвуковых радиоволн с частотой меньше частоты ионов ионосфера ведет себя как нейтральная жидкость, движение которой описывается уравнениями гидродинамики. Таким образом, влияние ионосферы проявляется через воздействие на линии связи в виде помех и изменения сигналов.

## **4.5. Глубокий космический вакуум**

Глубокий космический вакуум обуславливает: испарение поверхностных слоев КА в процессе сублимации; изменение оптических характеристик терморегулирующих мате-

риалов и бортовой аппаратуры; изменение условий теплопередачи КА с внешней средой; изменение поверхностных и объемных свойств материалов.

Сублимация может сказываться на работе бортовых радиоэлектронных устройств при наличии разности температур между различными контактирующими материалами. В условиях глубокого космического вакуума нельзя применять большинство смазочных материалов, используемых в наземных условиях, из-за их высокой скорости испарения.

К отрицательным явлениям, возникающим в условиях космического вакуума, можно отнести и адгезию («прилипание» поверхностных слоев двух разнородных жидких или твердых веществ при их соприкосновении). При этом возникают микроскопические трещины, коррозия; возрастает коэффициент трения; возможны случаи сваривания материалов в холодном состоянии.

К числу других отрицательных эффектов космического вакуума можно отнести утечку газов и паров как через неплотности в конструкциях, так и через стенки КА. В результате возникает «собственная внешняя атмосфера» космического аппарата.

## **4.6. Радиационные пояса Земли**

Радиационные пояса Земли представляют собой области космического пространства, заполненные заряженными частицами, удерживаемыми магнитным полем Земли (*Большая Российская энциклопедия*, 2012). Значения потоков заряженных частиц в радиационных поясах Земли на несколько порядков превышают потоки космических лучей. Космические аппараты, функционирующие на высокоэллиптических и стационарных орбитах, проходят через два радиационных пояса Земли. Их воздействие сказывается на функционировании радиоэлектронной аппаратуры и влияет на состояние экипажа.

Кроме естественных, могут образовываться и искусственные радиационные пояса как результат высотных ядерных взрывов и испарений радиоактивных веществ в космосе.

Необходимо отметить правовые особенности использования ОКП. Оно не поддается разграничению с помощью естественных или искусственных границ.

В настоящее время в международном праве нет однозначного определения нижних границ околоземного космического пространства. Космическое и воздушное пространство разделяет диффузионный слой толщиной около 35 км, в котором орбитальный полет еще, а аэродинамический управляемый полет – уже – невозможен.

## 4.7. Космической мусор

В широком смысле под «космическим мусором» понимают «антропогенный» мусор, а также естественные космические объекты или их фрагменты, попавшие в сферу притяжения Земли и находящиеся в околоземном пространстве (Микиша А.М., Рыхлова Л.В., Смирнов М.А., 2001). Компоненты космического мусора являются опасным фактором воздействия на функционирующие космические аппараты, особенно пилотируемые.

В некоторых случаях, крупные или содержащиеся на борту опасные (ядерные, токсичные и т.п.) материалы объекты космического мусора могут представлять прямую опасность и для Земли – при их неконтролируемом сходе с орбиты, неполном сгорании при прохождении плотных слоев атмосферы Земли и выпадении обломков на населенные пункты, промышленные объекты, транспортные коммуникации и т.п. Космический мусор фиксируется методами химического анализа, радиолокационными и оптическими.

В настоящее время существуют два пояса уплотнения (два кольца) космического мусора: один на высотах 850-1600 км над поверхностью Земли, другой на высоте геостационарных орбит около 38500 км.

### закключение

Таким образом, можно выделить следующие особенности околоземного космического пространства.

1. ОКП – это природная среда, постепенно формирующаяся как геотехническая система.
2. Важнейшей особенностью космической техники, используемой в ОКП, является необходимость ее функционирования в трех сферах – на земле, в воздухе и в космосе.
3. В процессе функционирования в космосе происходит испарение и постоянное стирание поверхностных слоев материалов корпуса КА; изменение оптических характеристик терморегулирующих покрытий и оптических материалов; превращение смазок в абразивный материал; электрические разряды на поверхности; пробои тонкостенных оболочек корпусов. Данные обстоятельства приводят к снижению надежности различных технических систем и сокращению срока активного существования их на орбите. Это позволяет говорить о том, что в космосе должны функционировать специфические средства, приспособленные к эффективным действиям в данной среде.
4. ОКП не поддается делению по государственной принадлежности, оно экстерриториально. Экстерриториальность космоса позволяет влиять на события, происходящие в любой точке

земного шара.

В целом околоземное космическое пространство является относительно «заполненным и активным» пространством. Оно требует дальнейшего исследования и в обозримом будущем становится пространством активной деятельности человека.

Интегральную оценку значения освоения космоса для достижения глобальных целей дал в 1964 году бывший президент США Линдон Джонсон: «Британцы господствовали на море и руководили миром. Мы господствовали в воздухе и были руководителями свободного мира с тех пор, как установили это господство. Теперь это положение займет тот, кто будет господствовать в космосе».

### список литературы

*Большая Российская энциклопедия: энциклопедический словарь.* М.: Изд-во Большая Российская энциклопедия, 2012. 1519 с.

*Веселовский И.С., Кропоткин А.П.* Физика межпланетного и околоземного пространства. М.: Университетская книга, 2010. 116 с.

*Егоров В.М., Цветков В.Я.* Координатное обеспечение международной аэрокосмической системы глобального мониторинга // Полет, 2012. № 4. С. 34-37.

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

*Иванников А.Д., Тихонов А.Н., Соловьев И.В. и др.* Инфосфера и инфология. М: ТОРУС ПРЕСС, 2013. 176 с.

*Лебедев В.В.* Геоинформационное пространство России // Вестник Российской академии наук, 2005. Т. 75, № 3. С.195-204.

*Майоров А.А.* Современное состояние геоинформатики // Инженерные изыскания, 2012. № 7. С. 12-15.

*Меньшиков В.А., Перминов А.Н., Урличич Ю.М.* Глобальные проблемы человечества и космос. М.: НИИ КС им. А.А. Максимова, 2010. 570 с.

*Микиша А.М., Рыхлова Л.В., Смирнов М.А.* Загрязнение космоса // Вестник Российской академии наук, 2001. Т. 71, № 1. С. 26-31.

*Новиков Л.С.* Основы экологии околоземного космического пространства. М.: Университетская книга, 2006. 84 с.

*Савиных В.П., Цветков В.Я.* Сравнительная планетология. М.: МИИГАиК, 2012. 84 с.

*Цветков В.Я.* Геоинформационный мониторинг // Геодезия и аэрофотосъемка, 2005. № 5. С. 151-155.

*Tsvetkov V.Ya.* Global Monitoring // European Researcher, 2012. Vol. 33, № 11-1. P. 1843-1851.

*Статья поступила в редакцию 01.04.2013 г.*

## К ВОПРОСУ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОГРАММЫ ИССЛЕДОВАНИЯ МАЛЫХ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

## ABOUT IMPLEMENTATION OF EXPLORATION PROGRAM OF SOLAR SYSTEM SMALL BODIES



**И.В. Ломакин\***,  
*ilya\_lomakin@laspace.ru;*  
**I.V. Lomakin\*\***



**М.Б. Мартынов,**  
кандидат технических  
наук\*,  
*maxim.martynov@laspace.ru;*  
**M.B. Martynov\*\***



**В.Г. Польш,**  
кандидат технических  
наук\*,  
*polvad@laspace.ru;*  
**V.G. Pol\*\***



**А.В. Симонов\*,**  
*alex.simonov@laspace.ru;*  
**A.V. Simonov\*\***

*Обсуждаются две экспедиции изучения различных характерных малых тел Солнечной системы. Первая экспедиция предполагает изучение спутников Марса и завершается доставкой грунта на Землю, вторая выполняет комплексное исследование малого астероида и доставку к нему радиомаяка. Анализируется сходство технологической базы обеих экспедиций и комплекса научной аппаратуры, позволяющее использовать единый конструкторский задел. Предлагается объединение экспедиций в единую комплексную программу, состоящую из двух этапов, и обоснование их оптимального порядка следования.*

*Ключевые слова:*

*малые тела Солнечной системы;  
астероиды;  
спутники Марса;  
астероидная опасность.*

### ВВЕДЕНИЕ

Изучение малых тел Солнечной системы представительного ряда сегодня приобретает особое значение. Во-первых, это необходимо для решения многих фундаментальных проблем формирования и эволюции нашей планетной системы. Малые тела, именно в силу их малости, претерпели минимальные изменения и сообщают сведения о генезисе планет. Во-вторых, поверхностный слой тел подвергался длительному воздействию внешних факторов, таких, как солнечный ветер, космические лучи, метеоры. Поэтому анализ реголита может прояснить процессы не только начала образования тел, но и их дальнейшей эволюции. В-третьих, изучение малых тел сегодня

*The article describes two missions on various typical Solar System small bodies studies. The first mission is intended for Mars satellites research and shall be completed by soil samples delivery to the Earth and the second one shall perform an integrated study of small asteroid body and delivery of radio beacon to the latter. Article also provides review of technologies and scientific instrumentation complex similarity of both missions which allows using of the unified design baseline. In conclusion a proposition on missions combining to single integrated program consisting of two phases as well as substantiation of their optimal sequence order are considered in the article.*

*Key words:*

*Solar System small bodies;  
asteroids;  
Mars satellites;  
asteroid hazard.*

представляет определенный практический интерес для понимания реалий астероидной опасности.

В связи с этим в один из разделов Федеральной программы космических исследований России на период 2016-2025 гг. Совет по космосу РАН предлагает изучение характерных малых тел Солнечной системы по двум программам. Программа «Бумеранг» является повторением и развитием программы «Фобос-Грунт». Она предполагает миссию полета к Марсу и проведение исследований Деймоса и Фобоса, включая доставку образцов грунта на Землю. Научная программа исследования спутника Марса и ее цели обстоятельно рассмотрены в литературе (*Полшук Г.М.,*

\* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., 2006; Ефанов В., Мартынов М., Пичхадзе К., 2012; Фобос-Грунт, 2011). Вторая программа, «Апофис», представляет собой миссию посещения малого астероида Апофис. Эта миссия, проводимая, в отличие от первой, без возвращения, также предусматривает комплексное обследование конкретного астероида как малого небесного тела, и ее научная часть по целям в основном совпадает с программой «Бумеранг». Кроме того, миссия должна обеспечить решение первоочередных задач мониторинга, диктуемых спецификой астероидной опасности. Эти задачи в литературе по данному вопросу почти не обсуждаются и маскируются многочисленными технически и экономически необоснованными общими предложениями о способах и системах борьбы с космической угрозой.

Предпроектный анализ обеих программ показывает их идеологическую и технологическую близость. Поэтому, во-первых, представляется целесообразным рассматривать обе программы как два этапа единой комплексной программы, объединяемых единой технологической базой космической техники, начиная с унифицированной космической платформы и заканчивая наземным комплексом управления. Во-вторых, такой подход подсказывает определенную последовательность выполнения этих этапов, обусловленную неудачами выполнения межпланетных полетов в России, имевшими место в течение последних двух десятилетий. Исходя из этого, предлагается и обосновывается первым этапом выполнять миссию к Апофису, а полет в район Марса по полной программе «Бумеранг» проводить как завершающий этап.

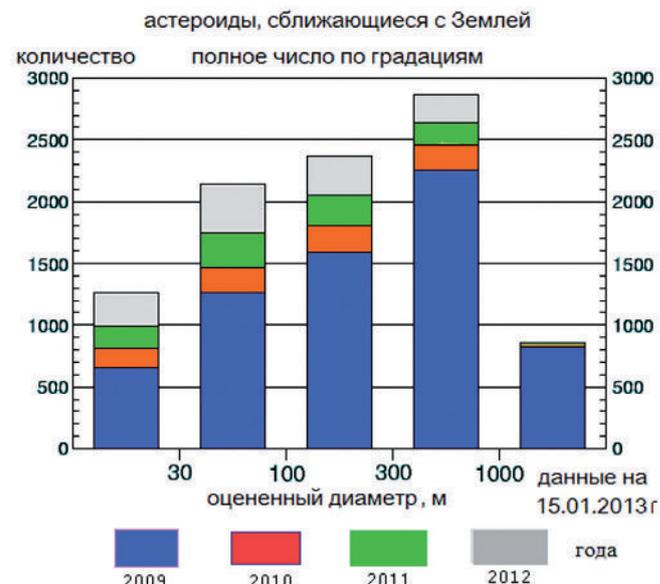
В последующих разделах статьи рассматриваются предложения о выполнении такой комплексной программы «Апофис-Бумеранг». Поскольку специфика дополнительных задач миссии к Апофису менее известна, чем тематика исследования спутников Марса, в основном рассматриваются текущее состояние астероидной опасности, вытекающие из этого первоочередные проблемы и их решение при посещении Апофиса. Дополнительно рассматриваются вопросы использования имеющегося технологического задела по программе «Фобос-Грунт» как основы унифицированной платформы для выполнения обеих миссий. В заключение приводится обоснование предлагаемой последовательности выполнения этапов программы «Апофис-Бумеранг».

## 1. Текущее состояние проблемы астероидной угрозы

Данная проблема в целом представляет собой комплекс задач, состоящий из трех частей: обнаружение и мониторинг объектов, сближающихся с Землей; выбор способа и средства противодействия столкновению; доставка средства противодействия к угрожающему объекту. Далее в статье будет рассматриваться лишь первая часть, поскольку остальные пока являются практически чисто поисковыми теоретическими исследованиями.

В настоящее время задача обнаружения, каталогизации и мониторинга угрожающих астероидов решается успешно, однако, пока в основном силами NASA (*Near-Earth Asteroid Discovery Statistics*, 2013). Ранее, в 90-х годах XX века, число астероидов с размерами от ~150 м и выше, в принципе когда-либо могущих сближаться с Землей, оценивалось сотней тысяч, если не более. Сегодня принято, что малые тела с размерами менее 100 м достаточно эффективно задерживаются атмосферой. Поэтому теперь в качестве астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ), учитывают объекты с размерами от 100 м.

Динамика каталогизации астероидов группы АСЗ различных размеров, сближающихся с Землей, начиная с 2009 года, показана на рисунке 1. Хорошо видно, что число уже учтенных объектов с диаметрами 1 км и выше вполне приблизилось к насыщению. Также видно, что количество обнаруживаемых объектов меньшего масштаба прогрессивно нарастает.



рисунк 1. Динамика каталогизации АСЗ на 02.02.2013

Среди последних наиболее интенсивно растет число объектов, имеющих декаметровые размеры (от 100 до 30 м и менее 30 м). Представителями объектов такого класса являются, например, известные в нашей стране тунгусский, сихотэ-алинский и недавний чебаркульский метеориты.

Гистограмма рисунка 1 показывает интенсивное накопление данных для АСЗ гектометровых масштабов, т.е. имеющих размеры порядка малых сотен метров. По-видимому, характерный средний размер АСЗ составляет ~300 м.

Что можно сказать о результатах мониторинга в целом? Сегодня, к началу 2013 года, общее число всех АСЗ оценивается величиной ~19000, причем из них всего уже обнаружено не менее 50%. Каталогизация больших АСЗ (с размерами более 1 км) завершена на (90-95)%. Полет всех обнаруженных АСЗ по своим орбитам рассчитывается, что выявляет все происшедшие и прогнозируемые сближения с Землей на протяжении XX-XXI столетий. Эта операция выяв-

**таблица 1** – Оценки частоты падения астероидов и последствий

диаметр объекта D <sub>мин.</sub> , м	средний период удара, лет	энергия удара, Мт тнт	диаметр кратера, км	эффекты и сравнимые события
–	–	0.015	–	взрыв атомной бомбы над Хиросимой
30	300	2	–	болид, ударная волна, малые разрушения
50	2000	10	≤1	взрыв типа тунгусского события, малый кратер
100	10 000	80	2	взрыв водородной бомбы 50 Мт (СССР, 1962)
200	40 000	600	4	разрушения в масштабах целых государств
500	200 000	10 000	10	разрушения в масштабах целых континентов
1000	600 000	80 000	20	многие миллионы даже миллиарды жертв
5000	20 000000	10 000000	100	миллиарды жертв, глобальное изменение климата
10 000	100 000000	80 000000	200	закат человеческой цивилизации

ляет потенциально опасные (ПО) астероиды, для которых столкновения с Землей становятся действительно возможными. Критерием выделения астероидов именно как ПО служит сближение с Землей на расстояние ≤20LD (LD – среднее расстояние Луны от Земли). Объекты ПО составляют ~15% от общей численности АСЗ, причем на начало 2013 года из оцениваемого общего количества ПО уже каталогизировано ~45%.

По-видимому, к 2020-2025 гг. вполне можно рассчитывать на практически полную каталогизацию и мониторинг объектов, входящих в группы АСЗ и ПО. К настоящему времени среди потенциально опасных объектов пока обнаружен лишь один астероид Апофис (в 2004 г.), для которого прогнозируется тесный пролет мимо Земли в 2029 году. Последствия этого пролета в XXI столетии сегодня неясны и представляют собой первоочередную задачу, следующую за обнаружением астероида, поэтому Апофис привлекает к себе особое внимание.

Сведения о результатах мониторинга, приведенные выше, не дают полного представления о проблеме астероидной опасности. Поэтому для понимания реалий данной проблемы эти сведения необходимо дополнить оценками частоты падения астероидов на Землю, имеющимися на сегодня (таблица 1) (Harris A.W., 2009).

Приведенные данные показывают, что падения декаметровых объектов типа тунгусского метеорита (характерные размеры ≤50 м) можно ожидать лишь единожды в среднем за две тысячи лет. Далее, удары от объектов следующего увеличенного размера, имеющих всего лишь удвоенные масштабы (~100 м), но уже угрожающие серьезной региональной катастрофой, можно ожидать в среднем один раз за десять тысяч лет, если не более. Периодичность появления объектов еще больших размеров прогрессивно снижается и приближается к длительности целых геологических эпох.

Таким образом, напрашивается вывод, что реальная опасность ударов астероидов по Земле во временных рамках существования не только государств, но и человеческой цивилизации в целом не так уж и велика. Конечно, нужно понимать, что этот факт, сам по себе очевидный, все-таки не гарантирует от неожиданного появления таких тел в будущем. Тем не менее, пока что

результаты мониторинга подтверждают статус астероида Апофис как до сих пор единственной имеющейся реальной угрозы Земле, обнаруженной за 15-20 лет поисков.

Естественно также сделать вывод о том, что немедленная разработка и постановка комплексов перехвата опасных объектов на боевое дежурство преждевременны, а приоритетные и первоочередные действия должны определяться наличием уже обнаруженной конкретной угрозы, причем соразмерно ее степени.

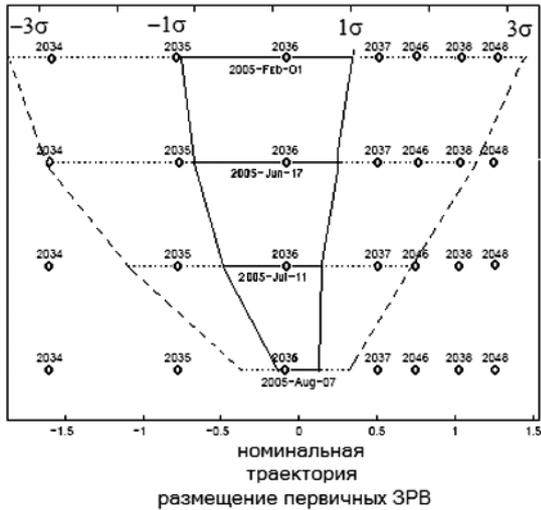
В чем же сегодня заключается эта угроза, и какие действия следует считать первоочередными?

## **2. Первоочередные задачи в проблеме астероидной опасности**

Обнаружение Апофиса проявило новые грани проблемы астероидной опасности, которая сегодня многими недооценивается. Эта опасность появляется, во-первых, вследствие периодического движения Земли и малых тел по своим орбитам, а во-вторых, из-за неопределенности орбиты астероида, возникающей после тесного сближения с Землей.

Периодичность движения приводит к тому, что конфигурация тесного сближения двух тел через некоторое время повторится, в идеале, точно. Это время определяется резонансом, т.е. целочисленным соотношением периодов обращений этих тел по своим орбитам. Разумеется, в действительности, вследствие возмущений движение небесных тел является почти-периодическим, и сближения повторяются приближенно. При этом минимальное расстояние сближения устанавливается случайной величиной, а возможность удара по Земле – случайным событием.

Неопределенность орбиты состоит в том, что орбита и период обращения астероида после сближения подвержены резким изменениям. Эти изменения зависят от минимальной геоцентрической высоты пролета над Землей, причем нелинейно. В свою очередь, эта высота для априорной орбиты может быть прогнозирована лишь с ошибками. Поэтому всем возможным высотам пролета



основные зоны резонансного возврата при пролете  
в 2029 г.

год	резонанс	апостериорный период, сутки	размер ЗРВ, км
2034	5:4	457	0.56
2035	6:5	438	0.56
2036	7:6	426	0.61
2037	8:7	417	0.57
2046	17:15	414	0.66
2048	19:17	408	0.41

характеристики первичных ЗРВ

**рисунок 2.** Расположение основных зон резонансного возврата для пролета Апофиса в 2029 г. и их характеристики

будет соответствовать множество также возможных орбит, образующихся после пролета астероида.

В действительности же из всех этих орбит будет реализована лишь одна, апостериорная. Ее элементы будут определяться, в основном, конкретным значением высоты фактически состоявшегося пролета астероида. Поэтому случаи тесного сближения астероида с Землей, возможность появления резонансов и новых сближений требуют специального анализа и надежного прогноза всех событий, следующих за предстоящим пролетом. Апофис, вследствие обнаруженного тесного сближения, как раз и является именно таким случаем.

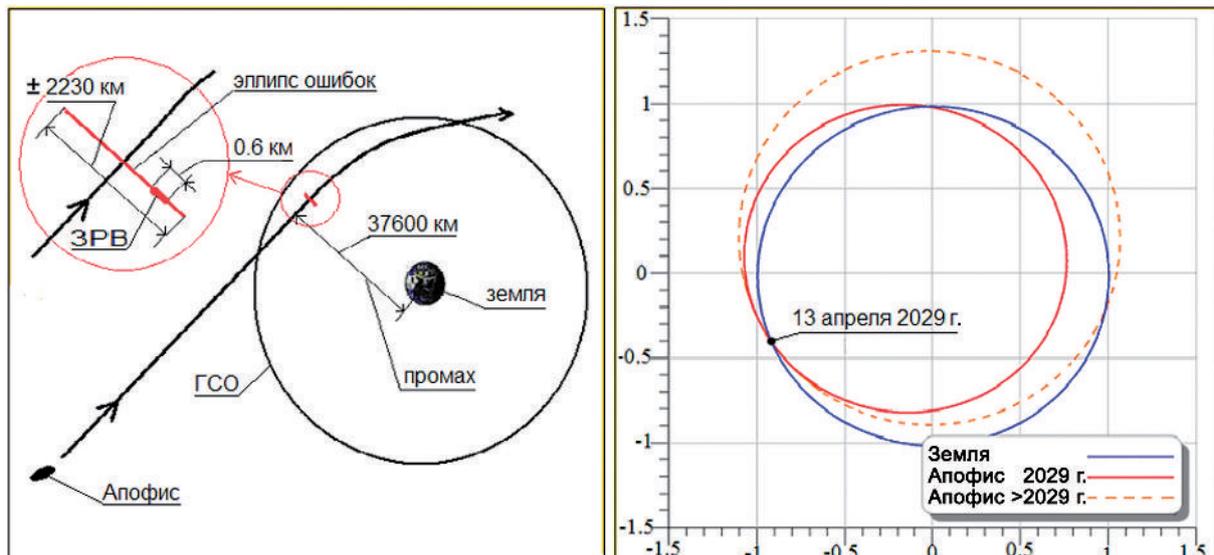
Сразу же после обнаружения Апофиса было найдено, что при сближении его с Землей в 2029 году существуют определенные зоны опасных высот пролета (рисунок 2, слева) (Chesley S.R., 2006). Эти зоны возникают при различных соотношениях периодов Земли и Апофиса (апостериорного), и они получили название зон резонансного возврата (ЗРВ, в оригинале – «keyhole»).

Пролет астероида через эти основные зоны создает новые орбиты, приводящие впоследствии к удару по

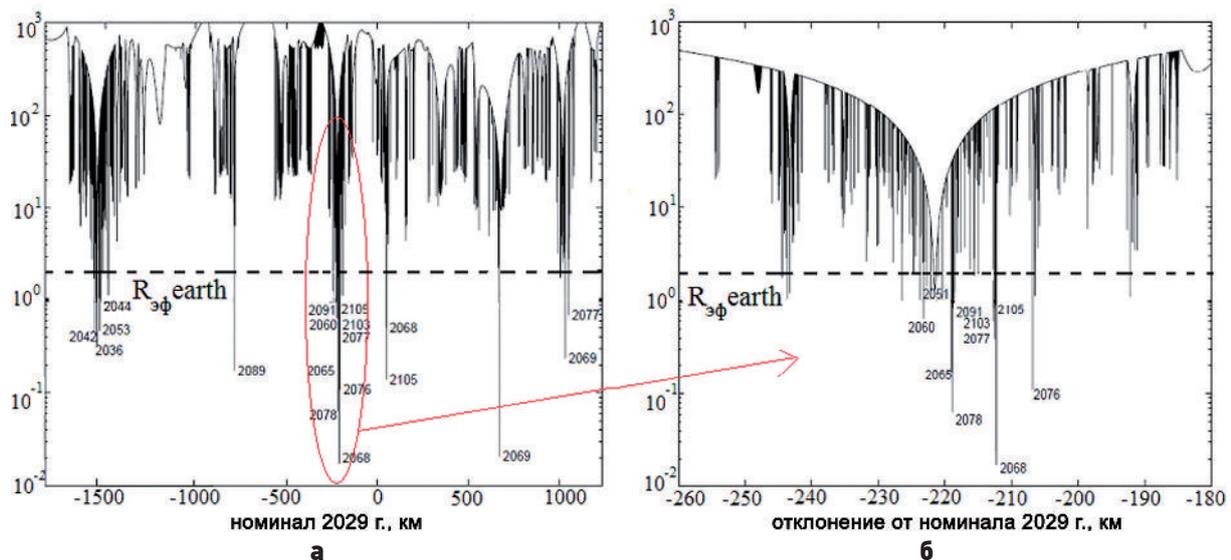
Земле в том или ином году (рисунок 2, справа). Уточнение орбиты Апофиса в течение 2005-2006 гг. прогрессивно уменьшало рассеивание прогнозируемых высот пролета, и к 2006 году в интервале возможных ошибок осталась лишь одна зона из числа первоначально определенных (рисунок 2, слева внизу). Пролет астероида через оставшуюся ЗРВ<sub>2036</sub> и дает орбиту по Земле с ударом в 2036 году (рисунок 3, справа).

Дальнейшее изучение проблемы резонансных возвратов показало, что, кроме оставшейся ЗРВ, существует большое количество и других вторичных ЗРВ, более узких, окружающих основную ЗРВ<sub>2036</sub>. Все эти ЗРВ в совокупности образуют целую систему своеобразных входов на различные траектории, поражающие Землю в том или ином году XXI столетия. Размеры различных ЗРВ меняются от десятка метров до километра, а расстояния между ними составляют километры, десятки километров, а иногда и более.

Полная система всех ЗРВ для исходного рассеивания высот пролета Апофиса ( $\sim \pm 1500$  км) требует весьма трудоемких расчетов и была опубликована в (Farnocchia D. et al., 2013). Результаты расчетов пред-



**рисунок 3.** Схема появления основной зоны резонансного возврата (ЗРВ<sub>2036</sub>)



**а** – полное распределение ЗРВ для пролета 2029 г.;

**б** – детализация ЗРВ в районе номинальной высоты пролета. Высоты сближений в XXI веке даны в радиусах Земли.

**рисунок 4.** Распределение ЗРВ, построенное относительно номинальной траектории пролета Апофиса в 2029 г.

ставлены на рисунке 4.

На этом рисунке по горизонтали отложены возможные высоты полета на начало 2013 года (отсчитанные от высоты пролета для номинальной орбиты). По вертикали отложены геоцентрические высоты будущих сближений в функции отклонения высот пролета от номинальной высоты. Видно, что район высот около ЗРВ<sub>2036</sub> можно исключить из рассмотрения, зато обнаружилось множество ЗРВ в районе номинальной высоты пролета, являющихся источником опасности и ведущих к ударам в период 2050-2061 гг. и позже.

Таким образом, пример Апофиса показывает, что всякое обнаружение конкретного астероида с тесным сближением предполагает следующие необходимые операции мониторинга: выяснение системы возможных ЗРВ; определение интервалов высот пролета, обеспечивающих безопасность в текущем столетии, и оценка вероятности образования поражающих орбит в результате пролета астероида на других высотах. В последнем случае, при весомой вероятности ударов, в будущем придется решать проблему предотвращения обнаруженной опасности. Эти операции должны составлять содержание мониторинга и выполняться достаточно заблаговременно.

Конкретный пример распределения ЗРВ для Апофиса показывает, что для определения условий формирования опасных апостериорных орбит необходим весьма точный априорный прогноз высот пролета астероида в 2029 году. В предельном случае, как показывает рисунок 4, суммарные ошибки определения орбиты астероида и прогноза его текущих геоцентрических координат на 10-20 лет вперед не должны превышать величин порядка ~1 км.

Такие малые ошибки можно получить, лишь дополняя обычные астрономические измерения хорошо разработанными радиотехническими траекторными измерениями, применяемыми в практике полетов космических миссий в далеком космосе. Кроме того, также совершенно необходимо использовать опыт высоко-

точного управления движением космических объектов, накопленный в прикладной космонавтике.

### 3. Миссия посещения астероида и ее организация

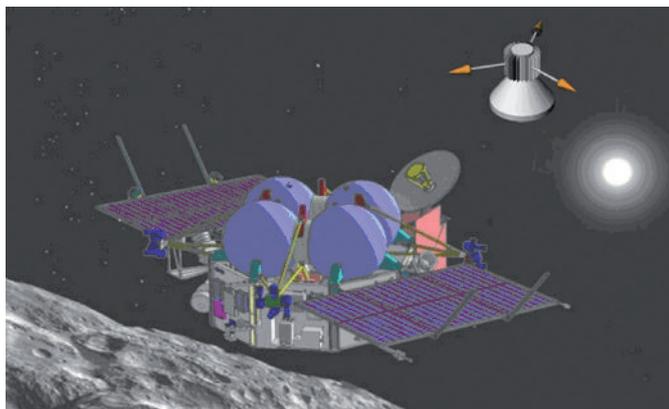
Как показано выше, задача радикального повышения точности определения текущих координат астероида по своей приоритетности должна решаться сразу вслед за обнаружением опасного объекта. Появление Апофиса в этом качестве стимулирует проведение целевой космической миссии посещения астероида специальным космическим аппаратом, обеспечивающим радиотехнические траекторные измерения. Такая миссия вследствие ее немалой стоимости должна, естественно, иметь комплексный характер и решать задачи не только частного, но и общего плана.

Задачи частного плана определяются появлением конкретного объекта – Апофиса, с которым связывается опасность возможной катастрофы. Прежде всего, космическая миссия должна обеспечить возможность уточнения его орбиты и прогнозирования дальнейшего развития событий. Эта задача решается проведением радиотехнических траекторных измерений по радиомаяку, доставленному на астероид. Это решение было предложено в зарубежной литературе в 2005 году (*Schweickart R.L., 2005*). Доставка же маяка на астероид предполагалась специальным космическим аппаратом.

Однако в России, в отличие от этого предложения, в качестве маяка для Апофиса было предложено использовать малый неориентированный искусственный спутник астероида (МНИСА), доставляемый к астероиду перелетным модулем (ПМ) КА проекта «Фобос-Грунт» как попутный груз (*Мартынов М.Б. и др., 2008*).

Перелетный модуль по прибытии к Апофису становится спутником астероида, после чего МНИСА отделяется от ПМ и продолжает работать на своей собственной орбите, также обращаясь вокруг Апофиса. Так как астероидоцентрическая орбита МНИСА

определяется положением центра масс астероида, то определение орбиты спутника в гелиоцентрической системе координат в принципе дает уточнение орбиты самого астероида и, следовательно, описание его траектории. Требуемое уточнение движения Апофиса будет получено за счет использования расширенного текущего вектора состояния МНИСА. Это расширение должно быть получено вводом в состав вектора состояния МНИСА текущих гелиоцентрических координат центра масс и компонент астероида (рисунок 5).



**рисунок 5.** Раздельный полет ПМ и МНИСА на орбитах спутников Апофиса

Предложенное решение освобождает сам перелетный модуль миссии от задачи проведения сеансов траекторных измерений. Тогда ПМ выполняет лишь доставку МНИСА к астероиду и впоследствии может выполнять свою собственную комплексную программу исследования астероида независимо, без ограничений. Например, ПМ так же, как в миссии к Фобосу, может выполнять различные маневры на орбите, необходимые по ходу решения научных задач миссии, выполнить полное обследование астероида вплоть до посадки и оценить его характеристики, внося определенность при обсуждении тех или иных мер предупреждения предполагаемой катастрофы.

Задачи же общего плана включают набор информации об опасных астероидах, составление базы научных данных и, наконец, отработку различных элементов методик работы с такими объектами. Этими элементами являются: принципы высокоточного определения и долгосрочного прогнозирования текущего движения малых тел, а также способы дистанционного и контактного определения механических, структурных и физических характеристик малых небесных тел.

В результате миссия посещения Апофиса выполнит комплексное исследование малого тела Солнечной системы, параллельно решая задачи фундаментальных наук в области происхождения и эволюции объектов Солнечной системы как целого. В частности, заметим, что проблема собственно появления астероидной опасности по своему характеру как раз и должна составлять один из разделов таких наук.

Приведенные соображения и объясняют предлагаемый выбор астероида Апофис как объекта космической миссии посещения. Действительно, этот асте-

роид является типичным представителем малых тел Солнечной системы, и, вдобавок, может представлять собой определенную угрозу Земле. Кроме того, характеристики его орбиты таковы, что позволяют провести его посещение сравнительно недорого КА, который может использовать конструкторско-технологический задел, разработанный в НПО им. С.А. Лавочкина по программе полета к спутнику Марса.

Именно поэтому, еще на стадии подготовки КА «Фобос-Грунт», была проведена специальная проработка посылки облегченного варианта этого КА к малому астероиду Апофис в 2011-2012 гг., опережающей выполнение полета к Фобосу по полной программе (Ломакин И.В. и др., 2009). Облегчение варианта достигалось за счет исключения из состава КА устройств, реализующих посадку на Фобос и возвращение грунта на Землю. В этом случае для полета к Апофису необходимо и достаточно использовать лишь перелетный модуль КА «Фобос-Грунт».

Посещение астероида позволяло провести тестирование всего комплекса предстоящей миссии к Марсу (КА и наземного комплекса управления (НКУ)) по ходу доставки к астероиду радиомаяка для точного определения его движения как потенциально опасного небесного тела и исследования последнего. Кроме того, выбор конкретного астероида Апофис позволял совместить испытание КА в дальнем полете с возможностью получить дополнительно и заблаговременно научную и фактическую информацию об астероиде, тесно сближающемся с Землей. По объективным причинам это предложение реализовать не удалось.

После нештатного пуска КА в 2011 году предложение о посылке миссии к Апофису, выполняемой как этап отработки КА и НКУ, задействованных в программе «Бумеранг», стало рассматриваться снова. В связи с этим были выполнены расчеты новых дат благоприятных условий перелета к Апофису. В результате был найден другой интервал возможных дат старта к астероиду, а именно 2019-2022 гг. Эти расчеты носят предварительный характер, поскольку основаны на исходных данных для КА и носителя «Союз-2», принятых в проекте «Фобос-Грунт» (таблица 2).

Из приведенных данных видно, что наиболее благоприятные взаимные местоположения Земли и Апофиса для стартов возникают в период 2019-2021 гг. Наиболее удобной датой старта является 2019 год, а дата старта к Марсу может быть выбрана в период 2020-2022 гг.

Оценки суммарной массы научной аппаратуры, доставляемой на орбиту Апофиса, показали, что для различных вариантов она может лежать в пределах 200-330 кг. Для принятых исходных данных допустимые массы КА и полезной нагрузки максимальны. В дальнейшем остальные конструкторские детали миссии к Апофису (уточнение типа носителя, будущих возможностей модернизируемого разгонного блока «Фрегат», общей массы головной части и т.п.) будут уточнены по ходу выполнения проекта «Бумеранг» и формирования облика его перелетного модуля.

**таблица 2** – Баллистические характеристики перелетов Земля-Апофис

№ варианта	дата старта	дата прилета	длительность перелета, сут	скорость разгона, км/с	скорость торможения, км/с	суммарная скорость, км/с
1	05.05.2019	27.02.2021	664	3.482	1.637	5.401
2	05.05.2020	02.03.2021	301	3.708	1.771	5.660
3	17.04.2021	12.01.2022	270	4.447	0.377	5.004
4	29.01.2022	11.08.2022	194	3.873	2.611	6.484

#### **4. О платформе дальних космических миссий «Бумеранг»**

Повторение полета к Фобосу в виде программы «Бумеранг», посвященной на этот раз исследованию обоих спутников Марса, настоятельно требует глубокого анализа опыта разработки КА «Фобос-Грунт» и результатов его запуска в 2011 году. Общим выводом из полученного опыта прежде всего является использование всех новых и перспективных решений, заложенных в КА «Фобос-Грунт».

Так, сконструирована оптимальная платформа КА; получено удачное функциональное совмещение научной аппаратуры и приборов автономного навигационного обеспечения; имеется возможность весьма точного управления движением КА за счет двигателей малой тяги с дискретным режимом работы. В итоге фактически заново была создана достаточно сложная, многофункциональная и перспективная базовая космическая платформа, способная выполнять межпланетные возвратные миссии к небесным телам, находящимся в диапазоне орбит от Венеры до Марса (возможно, и далее).

Однако специфика выполнения таких миссий требует успешного выполнения весьма объемной последовательности операций, из которых почти каждая является критической. Первым же примером такой цепочки служил предполагавшийся полет по программе «Фобос-Грунт». В таких условиях достижение конечной цели требует обеспечения высочайшей надежности как работы отдельных приборов, так и взаимодействия всех бортовых и наземных элементов космического комплекса.

Опыт пуска в 2011 году показал необходимость доработки алгоритмической базы бортовой ЦВМ и структурных связей в комплексе управления КА и восстановления наземного комплекса управления межпланетных КА в полном объеме. По-видимому, в дальнейшем, в интересах повышения живучести КА, желательнее обеспечить возможность формирования гибкой логики доступа от НКУ к исполнительным бортовым устройствам КА, минуя ЦВМ. Это позволит оперативно парировать отказы элементов и реконфигурировать схемы управления при непредвиденных, но необходимых изменениях программ полета. Кроме того, также целесообразно провести повторный анализ условий работы комплекса научной аппаратуры с учетом опыта ее разработки и взаимодействия с бортовым комплексом управления (БКУ). Далее, необходимо обеспечить системное дублирование траекторных и командных радиолиний в

рамках всего космического комплекса.

Наконец, безусловно, как следствие необходимых предстоящих доработок, должна быть проведена обстоятельная многофункциональная программа испытаний всего комплекса миссии (борт и Земля), включающая, как обязательное дополнение к наземным тестам, натурный полет именно в дальнем, а не околоземном космосе. Появление этого условия связано с тем, что элементы управления (БКУ и НКУ) для этих двух космосов различны и испытанию должны подвергаться именно те элементы, которым предстоит работать в дальнейшем. Отказ от этого принципа грозит повторением пути, пройденного в программе «Фобос-Грунт».

#### **5. О выполнении комплексной программы «Апофис-Бумеранг»**

В практике освоения космоса и межпланетных полетов для повышения надежности, достижения конечной цели и оценки общей эффективности той или иной программы использовались две основных стратегии. Первая заключалась в проведении миссий постепенно нарастающей сложности на пути к достижению конечного, но фактически единственного результата. Примерами успешного следования этой стратегии служат известные полеты Ю. Гагарина (1961) и Н. Армстронга (1969). Вторая стратегия предусматривала наряду с основной целью одну или несколько дополнительных целей, достижение которых предполагалось по пути к основной. Впервые такая стратегия была заложена в программе «Вега» (1984). Кроме визуального наблюдения ядра кометы как основной цели программа дополнительно предусматривала посадку спускаемого аппарата на Венеру и исследование атмосферы азростатным зондом. Эти дополнительные цели существенно дополнили условные результаты прямого фотографирования ядра кометы и позволили считать выполнение программы в целом успешным.

Кроме того, ранее, в СССР, для повышения надежности практиковался одновременный пуск двух КА, но выполняющих одну и ту же программу исследований. Именно таким образом осуществлялись в частности программы «Луна» (*Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В., 1994; Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2009; Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2010; Хартов В.В., Зеленый Л.М., Долгополов В.П., Ефанов В.В. и др., 2010*) и «Фобос» (1988). Однако двойной запуск КА в

проекте «Фобос», и отсутствие дополнительных целей не смогли компенсировать неудачу проекта в целом.

Сегодня, во втором десятилетии XXI века, двойной запуск КА является слишком затратным. В условиях финансовых и иных ограничений приходится находить более экономичные способы надежного выполнения космических программ, чем это практиковалось в прошлом. Поэтому разумной альтернативой двойному запуску служит следование гибридной стратегии. Она означает, что до начала полета к основной цели предусматривается проведение опережающей испытательной космической миссии, которая должна преследовать, кроме отработки технологии, получение дополнительной информации, служащей бонусом в случае удачи проведения испытаний.

При этом опережающая миссия проводится по упрощенной и альтернативной программе, предусматривая одновременное выполнение двух частных программ полета в более легких условиях. Первой из них является, естественно, проверка и отработка основных устройств и функций управления космическим комплексом миссии в условиях реального полета КА в дальнем космосе. Вторая же частная программа должна быть выбрана такой, чтобы имелась возможность параллельно с проведением собственно испытаний проверять работу научного комплекса КА и его взаимодействие с БКУ КА в условиях получения научной информации; она должна иметь самостоятельное значение и служить дополнением к исследованиям по основной программе полета к Фобосу.

Применительно к программе «Бумеранг» такой опережающей миссией будет посещение и исследование Апофиса. При этом возврат КА к Земле с орбиты астероида не предусматривается. Как следствие, за счет исключения задач посадки, забора грунта и возврата проб на Землю такая модификация программы опережающей миссии позволит облегчить выполнение миссии по полной и основной программе.

## заключение

Объединенная программа полетов к астероиду Апофис и спутникам Марса двумя последовательными этапами должна повысить надежность достижения основной цели – исследования спутников Марса.

На первом этапе опережающий полет к астероиду обеспечит возможность проведения полной отработки основных операций управления полетом КА, реализуемых в рамках всего космического комплекса в целом. Дополнительно в этом полете будут получены фундаментальная научная информация, а также реальная оценка и уточнение потенциальной опасности конкретной космической угрозы от астероида Апофис.

Проведение первого этапа по предлагаемой схеме повысит вероятность успеха на втором, основном и более насыщенном этапе исследования спутников Марса и, надеемся, будет способствовать возвращению позиций России в космических исследованиях на прежнее и достойное место.

## список литературы

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

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

*Ломакин И.В., Мартынов М.Б., Поль В.Г., Симонов А.В.* Астероидная опасность, реальные проблемы и практические действия // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2009. № 1. С. 53-62.

*Мартынов М.Б., Поль В.Г., Симонов А.В., Суханов К.Г. и др.* Астероидная угроза земле и облик миссии разведки угрожающего астероида Апофис // Труды XLII чтений К.Э. Циолковского, секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань, 2008. С. 123-135.

*Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б.* Создание автоматических космических комплексов для научных исследований Луны: вчера, сегодня, завтра (к 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина) // Полет, 2010. № 11. С. 3-8.

*Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В.* Космические аппараты для фундаментальных научных исследований // Полет, 2006. № 8. С. 13-19.

*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.

*Фобос-Грунт. Проект космической экспедиции / Авт.-сост. В.В. Ефанов, А.В. Захаров. ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина; ИКИ РАН, 2011. Т. 1.*

*Хартов В.В., Зеленый Л.М., Долгополов В.П., Ефанов В.В. и др.* Новые российские лунные автоматические космические комплексы (к 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина и 40-летию КА «Луна-16» и КА «Луна-17») // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2010. № 4. С. 5-12.

*Chesley S.R.* Potential impact detection for near-Earth asteroids, The case of 99942 Apophis (2004 MN4) // I Proceeding IAU Symposium 229th, 2005, Cambridge University press, Cambridge, 2006. P. 215-228.

*Farnocchia D., Chesley S.R., Chodas P.W., Micheli M. et al.* Yarkovsky-driven impact risk analysis for asteroid (99942) Apophis. (Электронный ресурс). URL: <http://arxiv.org/pdf/1301.1607v2.pdf> (дата обращения: 10.04.2013).

*Harris A.W.* Estimating the NEO population and impact risk: past, present and future // 1-st IAA Planetary Defense Conference: Protecting Earth from Asteroids, Granada, Spain, 27-30 Apr. 2009.

*Near-Earth Asteroid Discovery Statistics.* (Электронный ресурс). URL: <http://neo.jpl.nasa.gov/stats/> (дата обращения: 10.04.2013).

*Schweickart R.L.* A Call to (Considered) Action // National Space Society International Space Development Conference, Washington, DC, May 20, 2005.

Статья поступила в редакцию 10.04.2013 г.

## ПРОБЛЕМА «13» ДЛЯ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



**А.Е. Назаров,**  
доктор технических наук,  
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,  
Россия, Московская область, г. Химки,  
naz-a-e@yandex.ru;  
**A.E. Nazarov**

Рассматривается проблема обеспечения энергодобавки геостационарных космических аппаратов (КА), которая будет иметь место 13 октября 2015 года в период продолжительного затенения видимого с КА диска Солнца Луной и Землей. Приведены методика оценки длительности затенения с учетом затеняемой площади видимого диска Солнца и результаты расчетов условий затенения для различных точек «стояния» КА на геостационарной орбите. Представленная информация позволит заблаговременно подготовиться к особенностям баллистических условий функционирования КА в эту дату и провести планирование работ с учетом обеспечения энергодобавки системы энергоснабжения КА в условиях продолжительного затенения Солнца Луной и Землей.

**Ключевые слова:** геостационарный космический аппарат; геостационарная орбита (ГСО); тень Земли; тень Луны; система энергоснабжения (СЭС); энергодобавка; площадь затенения видимого диска Солнца.

Под проблемой «13», вынесенной в заголовок статьи, понимается проблема обеспечения энергодобавки геостационарных КА 13 октября 2015 года (13.10.2015 => 1+3+1+0+2+0+1+5=13) в период продолжительного затенения видимого с КА диска Солнца Луной.

Затенение Солнца Луной для геостационарных КА не является исключительным событием. Попадание КА в тень Луны может иметь место до 1-2 раз в год. Особенностью данного затенения является его значительная продолжительность, которая может достигать для некоторых точек «стояния» ГСО более трех часов. Следует отметить, что хотя речь идет о возможно частичном закрытии видимого с КА диска Солнца диском Луны, при такой большой продолжительности даже частичное затенение может привести к нарушению энергодобавки СЭС, а именно к недопустимому разряду аккумуляторной батареи. Ситуация усугубляется еще и тем, что в рассмат-

## «13» PROBLEM FOR GEOSTATIONARY SPACECRAFT

The author considers a problem of geostationary spacecraft power balance which will occur on 13th October 2015 during long-duration eclipse of solar disk visible from SC by the Moon and the Earth.

The article provides information on eclipse duration assessment technique with respect to shadowed area of visible solar disk as well as calculation results of eclipse conditions for various SC stationary points in geostationary orbit.

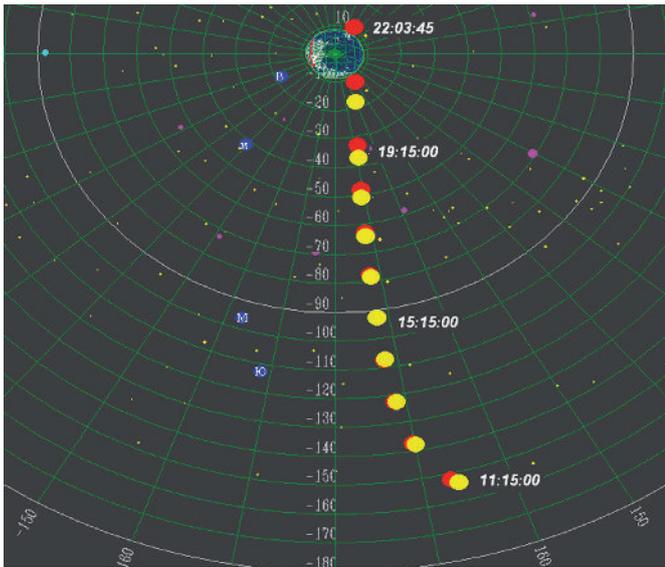
Presented data would allow preparing in advance for specific ballistic conditions of SC operating at this date and also work planning in terms of power balance of SC power supply system during long-duration solar eclipse by the Moon and the Earth.

**Key words:**  
geostationary spacecraft;  
geostationary orbit (GSO); Earth's shadow;  
Moon's shadow;  
power supply system (PSS); power balance;  
shadowed area of visible solar disk.

риваемую дату все геостационарные КА попадают в тень Земли.

При проектировании КА учитываются ограничения со стороны СЭС для выбранного типа орбит (Ефанов В.В., Семункина В.И., 2008; Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2010). Как правило, СЭС геостационарного КА проектируется с учетом допустимой продолжительности затенения панелей солнечных батарей (СБ) на витке порядка 72 минут, определяемой максимальной продолжительностью тени Земли, которая имеет место весной и осенью (Чернявский Г.М. и др., 1978). Поэтому продолжительное затенение Солнца Луной 13 октября 2015 года может привести к нежелательным последствиям в функционировании геостационарных КА. Следует отметить, что проблема «13» будет иметь место не для всех геостационарных КА, а только для тех, которые будут располагаться в точках «стояния» на части дуги ГСО, попадающей в зону лунного затенения Солнца.

На рисунке 1 в качестве примера показаны траектории видимого с геостационарного КА движения Солнца и Луны 13 октября 2015 года на интервале затенения Солнца Луной и Землей. Положения Солнца и Луны показаны с интервалом 1 час. Траектории показаны в сферической объектоцентрической системе координат, связанной с положением геостационарного КА с точкой «стояния»  $80^\circ$  в.д. Значения сферических углов координатной сетки отложены в градусах. Угловой размер видимого диска Земли соответствует реальному значению, угловые размеры Солнца и Луны для наглядности несколько увеличены.



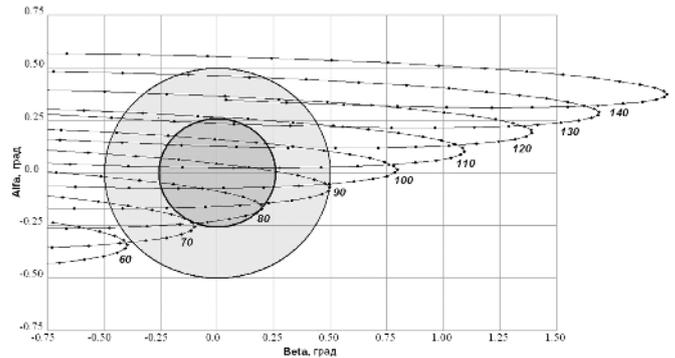
**рисунок 1.** Траектории видимого с геостационарного КА движения Солнца и Луны 13 октября 2015 г. на интервале затенения Солнца Луной и Землей

Представленные на рисунке 1 видимые с КА траектории движения Солнца и Луны являются результатами визуального отображения моделирования астро-баллистических условий функционирования геостационарного КА, полученными с помощью комплекса программ «Кеплер» (Назаров А.Е. и др., 2010; Мальшев В.В. и др., 2011).

Как видно из рисунка, после затенения Солнца Луной 13 октября 2015 года. Солнце будет попадать в тень Земли. Характер видимого движения Солнца и Луны будет зависеть от конкретного значения географической долготы точки «стояния» ГСО.

На рисунке 2 представлены видимые с КА траектории движения Луны для различных точек «стояния».

Траектории показаны в угловых координатах в объектоцентрической системе координат с одной из осей, совпадающей с направлением на Солнце. Значения угловых координат Alfa и Beta отложены в градусах. Точки на траекториях соответствуют изменению видимого положения центра Луны за 15 минут. Цифры у траекторий соответствуют значению долгот точек «стояния»



**рисунок 2.** Видимые с КА траектории движения Луны для различных точек «стояния»

ГСО, а окружности – границам областей возможного лунного затенения Солнца. Внешняя окружность определяет область затенения Луной менее половины площади видимого с КА диска Солнца, а внутренняя – соответственно более половины.

Затенение Солнца Луной наступает при выполнении следующего условия:

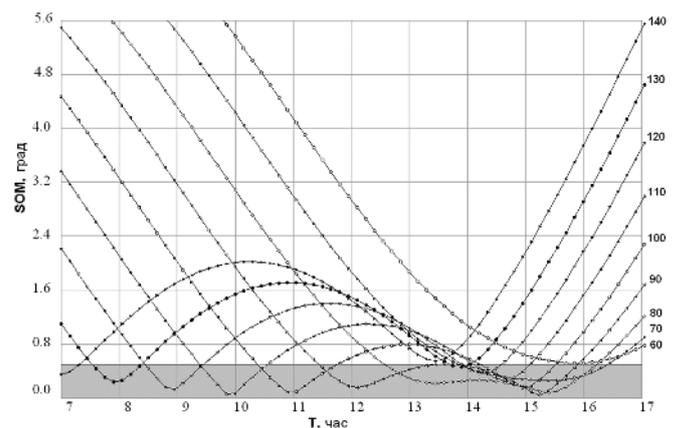
$$SOM \leq R_S + R_M,$$

где  $SOM$  – угол между направлениями с КА на Солнце (SUN) и Луну (MOON);

$R_S$  – угловой радиус видимого диска Солнца;

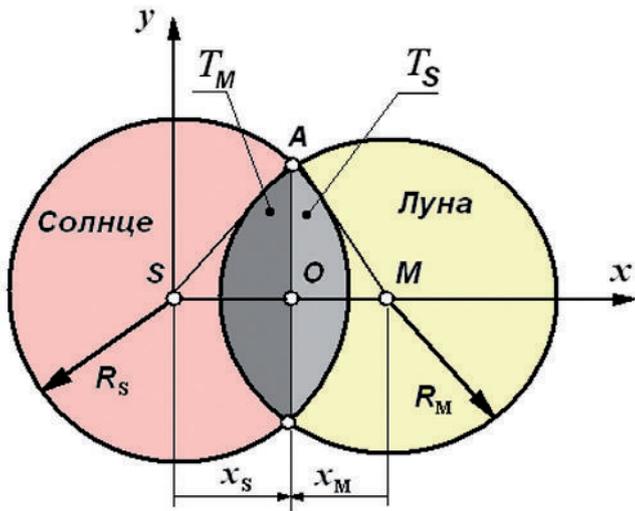
$R_M$  – угловой радиус видимого диска Луны.

На рисунке 3 представлен график изменения угла  $SOM$  в рассматриваемую дату для различных точек «стояния» ГСО. По оси ординат отложено значение угла  $SOM$  в градусах, по оси абсцисс – московское декретное время в часах. Цифры у правых границ кривых соответствуют значению долготы точки «стояния» КА на ГСО. Закрашенная область графика определяет потенциальную область возможного затенения видимого диска Солнца Луной.



**рисунок 3.** Изменение угла  $SOM$  13 октября 2015 г. для различных точек «стояния» ГСО

Проведенные расчеты продолжительности тени Луны для различных точек «стояния» ГСО позволили определить диапазон долгот, в котором возможно попадание геостационарных КА в тень Луны. При оценке степени затенения



**рисунок 4.** Геометрия определения площади затенения Луной видимого с КА диска Солнца

видимого с КА диска Солнца диском Луны была использована следующая методика.

На рисунке 4 показана геометрия затенения Луной видимого с КА диска Солнца. Как видно из этого рисунка, область затенения можно представить в виде двух круговых сегментов соответственно площадью  $T_s$  и  $T_m$ .

С учетом малости угловых радиусов видимых с КА дисков Солнца  $R_s$  и Луны  $R_m$  будем оперировать с угловыми характеристиками как с линейными величинами. При таком допущении площадь кругового сегмента, например  $T_s$ , можно вычислить с помощью определенного интеграла в прямоугольной системе координат  $x$  с центром, совпадающим с центром Солнца  $S$

$$T_s = \int_{x_s}^{R_s} y(x) dx = \int_{x_s}^{R_s} \sqrt{R_s^2 - x^2} dx,$$

где  $x_s$  – расстояние от центра диска Солнца  $S$  до линии пересечения окружностей, являющихся границами видимых с КА дисков Солнца и Луны.

Раскрывая этот определенный интеграл, получим выражение для расчета площади сегмента  $T_s$

$$T_s = \frac{\pi R_s^2}{2} - R_s^2 \arcsin\left(\frac{x_s}{R_s}\right) - x_s \sqrt{R_s^2 - x_s^2}.$$

Поступая аналогично, можно вычислить и площадь сегмента  $T_m$

$$T_m = \frac{\pi R_m^2}{2} - R_m^2 \arcsin\left(\frac{x_m}{R_m}\right) - x_m \sqrt{R_m^2 - x_m^2}.$$

Таким образом, для определения площади затенения видимого с КА диска Солнца диском Луны необходимо определить величины  $x_s$  и  $x_m$ . Для этого рассмотрим треугольник  $SAM$  с основанием  $SM$  и высотой  $AO$ . В этом треугольнике имеем

$$\begin{aligned} SM &= \angle SOM - \text{угол Солнце} - \text{Объект (КА)} - \text{Луна}; \\ SO &= x_s; \\ MO &= x_m; \\ SO &= \angle SOM - x_m; \end{aligned} \quad (1)$$

$$SA = R_s;$$

$$MA = R_m.$$

Для рассматриваемого треугольника можно записать

$$SA^2 - SO^2 = AO^2 = SM^2 - MO^2. \quad (2)$$

С учетом (1) выражение (2) перепишем в виде  $R_s^2 - (\angle SOM - x_m)^2 = R_m^2 - x_m^2.$  (3)

Из (3) можно определить искомые расстояния  $x_m$  и  $x_s$

$$x_m = \frac{R_m^2 - R_s^2 - \angle SOM^2}{2 \angle SOM};$$

$$x_s = \angle SOM - x_m.$$

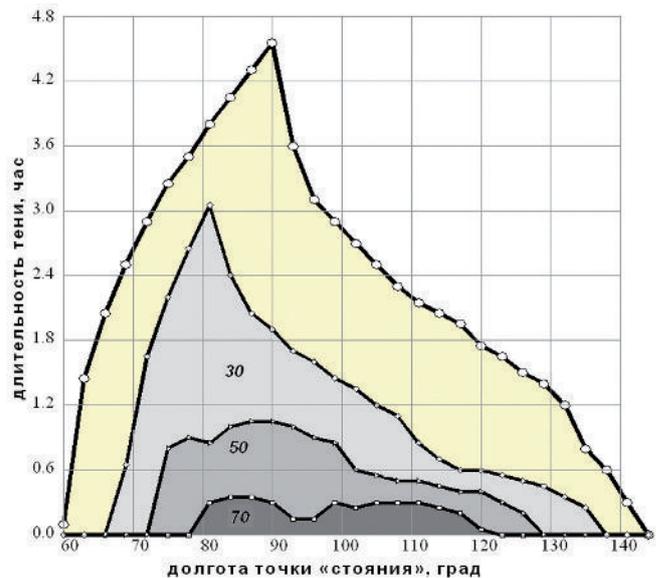
Таким образом предложенная методика позволяет найти площади рассматриваемых сегментов  $T_s$  и  $T_m$  и общую площадь затенения видимого диска Солнца Луной  $S_{\text{затен}} = T_s + T_m$ . Для оценки степени затенения целесообразно определять относительную площадь затенения, а именно

$$\delta S_{\text{затен}} = \frac{S_{\text{затен}}}{S_s} = \frac{T_s + T_m}{\pi R_s^2}.$$

Ниже представлены результаты расчетов затенения Солнца 13 октября 2015 г. для различных точек «стояния» КА.

На рисунке 5 представлен график изменения длительности затенения Солнца Луной для различной степени затенения. По оси ординат отложено значение длительности затенения в часах, а по оси абсцисс – значение географической долготы точки «стояния» КА в градусах. Цифры внутри выделенных областей графика соответствуют относительной площади затенения диска Солнца, выраженной в процентах. Верхняя кривая графика соответствует полному интервалу возможного затенения площади диска Солнца Луной.

Анализ рисунка 5 показывает, что максимальный интервал лунного затенения Солнца



**рисунок 5.** Изменение длительности затенения Солнца Луной для различных степеней затенения и долгот точек «стояния» геостационарных КА

составляет около 4,6 часа для геостационарных КА в точке «стояния»  $90^\circ$  в.д., однако это не означает, что эта точка «стояния» наиболее напряженная в плане обеспечения энергобаланса СЭС.

Для определения такой наиболее напряженной точки «стояния» целесообразно провести интегральную оценку затенения, а именно расчет времени затенения  $T_{\text{тени}}$ , величина которого эквивалентна времени полного затенения площади видимого диска Солнца. Расчет этого времени можно определить интегралом относительной площади затенения Солнца на всем интервале затенения

$$T_{\text{тени}} = \int_{t_i}^{t_k} \delta S_{\text{тени}}(t) dt, \quad (4)$$

где  $t_n$  и  $t_k$  – время начала и конца интервала затенения.

Расчет интеграла (4) можно осуществить вычислением следующей суммы:

$$T_{\text{тени}} = \sum_{i=1}^n \Delta S_{\text{тени}i} \cdot \Delta t,$$

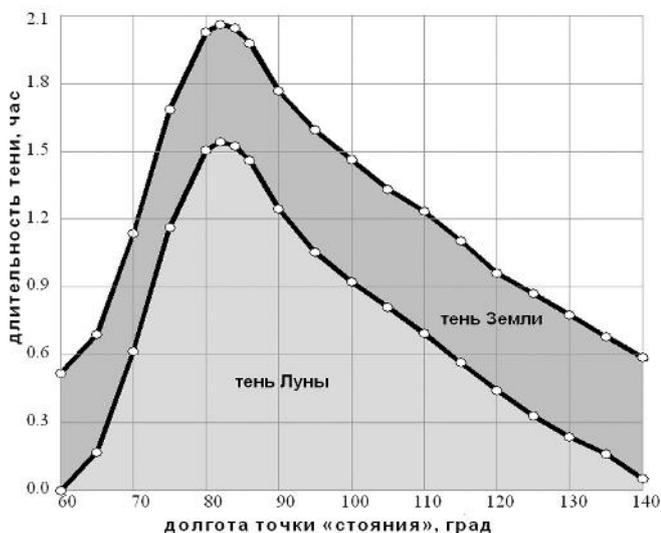
где  $\Delta S_{\text{тени}i}$  – значение относительной площади затенения Солнца в  $i$ -й момент времени на интервале затенения;

$n$  – число шагов разбиения интервала затенения;

$\Delta t$  – величина шага разбиения.

Далее представлены результаты расчетов интегрального времени полного затенения Солнца Луной  $T_{\text{тени}}$  13 октября 2015 года для различных точек «стояния» КА. Кроме лунного затмения, в рассматриваемую дату будет иметь место и заход Солнца в тень Земли. С учетом этого факта на рисунке 6 представлен график изменения интегральной длительности полного затенения Солнца, в том числе и с учетом попадания КА в тень Земли.

На графике по оси ординат отложено значение



**рисунок 6.** Изменение интегральной длительности полного затенения Солнца Луной и Землей для различных точек «стояния» геостационарных КА

длительности полного затенения в часах, а по оси абсцисс – значение географической долготы точки «стояния» КА в градусах. Показаны две области затенения, а именно области затенения Солнца Луной и Землей.

Анализ рисунка 6 показывает, что эквивалентное время полного лунного затенения Солнца составляет около 1,6 часа, а с учетом тени Земли величина полного затенения Солнца увеличится до  $\sim 2,1$  часа для геостационарных КА в точке «стояния»  $81^\circ$  в.д. Таким образом, эту точку «стояния» и ближайшие к ней можно рассматривать как наиболее напряженные с точки зрения обеспечения энергобаланса СЭС. Следует также отметить, что максимальный интервал времени, на котором может иметь место частичное лунное затенение видимого диска Солнца, составляет 4,6 часа для точки «стояния»  $90^\circ$  в.д. (см. рисунок 5), а с учетом тени Земли суммарное время затенения составит 5,1 часа.

Одной из целей настоящей статьи является предупреждение о проблеме «13» персонала центров управления полетом геостационарными КА, функционирующими в соответствующих точках «стояния» ГСО. Представленная в статье информация позволит заблаговременно подготовиться к особенностям баллистических условий функционирования геостационарных КА 13.10.2015 г. и провести планирование работ ЦУПа с учетом обеспечения энергобаланса СЭС в условиях продолжительного затенения Солнца Луной и Землей.

## список литературы

Ефанов В.В., Семункина В.И. Выбор типа орбит космических систем оптико-электронного наблюдения // Полет, 2008. № 3. С. 12-17.

Малышев В.В., Дарных В.В., Назаров А.Е. Методические рекомендации по выполнению лабораторных работ по дисциплине «Моделирование организационно-технических систем и процессов их функционирования» с применением программного комплекса «Кеплер»: учеб. пособие. М.: МАИ-ПРИНТ, 2011. С. 1-52.

Назаров А.Е., Федоров А.В. Комплекс программ моделирования баллистических условий функционирования космической системы // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2010613950 от 18 июня 2010 г.

Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. Создание автоматических космических комплексов для научных исследований Луны: вчера, сегодня, завтра (к 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина) // Полет, 2010. № 11. С. 3-8.

Чернявский Г.М., Бартенев В.А. Орбиты спутников связи. М.: Связь, 1978. 240 с.

Статья поступила в редакцию 10.04.2013 г.

## НОВЫЕ МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЯРИЗАЦИИ АНТЕНН КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФАЗОВОЙ ПОЛЯРИЗАЦИОННОЙ ДИАГРАММЫ

## NEW METHODS OF MEASURING OF SC ANTENNA POLARIZATION PARAMETERS USING PHASE POLARIZATION DIAGRAM



**В.П. Бычков,**  
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,  
Россия, Московская область, г. Химки,  
Bychkov@laspace.ru;  
**V.P. Bychkov**

Получены выражения для комплексного напряжения и относительной фазы сигнала на выходе приемной антенны эллиптической поляризации, принимающей произвольное эллиптически поляризованное поле плоской волны. Введены определения комплексной поляризационной эффективности, амплитудной поляризационной диаграммы и фазовой поляризационной диаграммы, развивающие понятия поляризационной эффективности и поляризационной диаграммы.

Приведены выражения для поляризационной эффективности и фазовой поляризационной диаграммы в общем виде и для частных случаев поляризации подающего поля и приемной антенны. Представлены способы измерения параметров поляризации электромагнитного поля с использованием фазовой поляризационной диаграммы.

**Ключевые слова:** поляризационная эффективность; комплексное напряжение на выходе приемной антенны; фазовая поляризационная диаграмма; эффективный коэффициент эллиптичности; измерение параметров поляризации электромагнитного поля.

Для увеличения информативности радиолиний дальней космической связи (Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2009; Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B., 2011), необходимо повышать показатели качества антенн. Повышение качества антенн невозможно без точного измерения их параметров при проведении наземных испытаний. В настоящей работе приведено теоретическое обоснование новых способов измерения параметров поляризации антенн с использованием фазовой поляризационной диаграммы, позволяющие повысить точность измерений.

Мощность, принимаемая антенной с произ-

*Expressions have been received for complex voltage and relative signal phase at output of elliptically polarized receiving antenna, receiving random elliptically polarized field of plane wave. Definitions of complex polarization efficiency, amplitude polarization diagram and phase polarization diagram are introduced evolving terms of polarization efficiency and polarization diagram.*

*There are expressions for polarization efficiency and phase polarization diagram in general and for particular polarization cases for feeding field and receiving antenna.*

*There are also methods presented for measuring of electromagnetic field polarization parameters using phase polarization diagram.*

**Key words:**  
polarization efficiency;  
complex voltage at receiving antenna output;  
phase polarization diagram;  
effective elliptic coefficient;  
measuring of electromagnetic field polarization parameters.

вольной поляризацией в поле плоской однородной волны, имеющей произвольную поляризацию, при условии согласования с линией передачи антенны и приемника определяется выражением (Кейлс, 1961)

$$P = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\epsilon_a}{\mu_a}} |\vec{E}|^2 |\vec{\zeta}|^2 (\vec{p} \cdot \vec{q}^*)^2, \quad (1)$$

где  $\epsilon_a$  – абсолютная диэлектрическая проницаемость;

$\mu_a$  – абсолютная магнитная проницаемость;

$\vec{E}$  – комплексный вектор напряженности электрического поля эллиптически поляризованной плоской волны;

$\vec{\zeta}^*$  – комплексный вектор, комплексно сопряженный комплексному приемному вектору антенны;

$\vec{p}$  – единичный поляризационный вектор эллиптически поляризованной плоской волны;

$\vec{q}^*$  – единичный комплексный вектор, комплексно сопряженный единичному комплексному приемному вектору антенны.

Согласно (Кейлс, 1961) величина

$$f = (\vec{p} \cdot \vec{q}^*)^2 \quad (2)$$

называется поляризационной эффективностью; здесь же определен ее физический смысл. Поляризационная эффективность – это отношение мощности, получаемой антенной от падающего поля, находящегося в данном состоянии поляризации, к мощности, принимаемой антенной в случае, когда поляризация падающего поля соответствует максимальному приему, при неизменной удельной мощности падающего поля.

В (Кейлс, 1961) также получено следующее выражение для поляризационной эффективности:

$$f = \frac{(1+r_i^2)(1+r_a^2) \pm 4r_i r_a + (1-r_i^2)(1-r_a^2) \cos 2\psi}{2(1+r_i^2)(1+r_a^2)}, \quad (3)$$

где  $r_i$  – коэффициент эллиптичности падающей на антенну плоской волны;

$r_a$  – коэффициент эллиптичности приемной антенны;

$\psi$  – угол между большими осями поляризационных эллипсов.

Аналогичные выражения приведены в (Крутел Р.У. мл., Дифонзо Д.Ф., Мале К.Э., 1978; Шубарин Ю.В., Анищенко Т.Н., 1969).

В вышеуказанных работах правило выбора знаков следующее – если направления вращения векторов поля и антенны одинаковы, то в выражении (3) берется знак «плюс», а если противоположны – «минус».

В (Либин В.А., 1960) получено следующее выражение для поляризационной эффективности (автор использует термин – «коэффициент поляризационных потерь»)

$$\hat{E}_{rr} = \frac{(1 \pm \sqrt{\hat{I}_1 \hat{I}_2})^2 \cos^2 \beta + (\sqrt{\hat{I}_1} \pm \sqrt{\hat{I}_2})^2 \sin^2 \beta}{(1 + \hat{I}_1)(1 + \hat{I}_2)}, \quad (4)$$

где  $K_{nn}^*$  – коэффициент поляризационных потерь;  
 $M_1$  – коэффициент эллиптичности передающей антенны по мощности;

$M_2$  – коэффициент эллиптичности приемной антенны по мощности при работе антенны в режиме передачи;

$\beta$  – угол между большими осями поляризационных эллипсов передающей и приемной антенн.

Согласно (Либин В.А., 1960), если направления вращения векторов поля и антенны одинаковы, то в выражении (4) берутся знаки «плюс», а если противоположны – «минус».

В (Либин В.А., 1960) также получено выражение для фазы сигнала на выходе приемной антенны

$$\varphi = \pm \arctg \left( \frac{\sqrt{M_1} + \sqrt{M_2}}{1 + \sqrt{M_1 M_2}} \operatorname{tg} \beta \right), \quad (5)$$

но не приведено разъяснений, в каких случаях использовать знаки «плюс» и «минус».

*Примечание:* в выражениях (1)-(5) приведены буквенные обозначения параметров, используемые авторами цитируемых работ.

Автором настоящей работы получены выражения для амплитудной и фазовой поляризационной диаграммы (Бычков В.П., 1990).

Комплексное напряжение на выходе антенны эллиптической поляризации, принимающей произвольное эллиптически поляризованное поле плоской волны, при условии согласования с линией передачи антенны и приемника определяется выражением (Кейлс, 1961)

$$\dot{V} = (\vec{E} \cdot \vec{\zeta}^*). \quad (6)$$

Применяя определения, используемые в (Кейлс, 1961), выражение (6) можно записать в виде

$$\dot{V} = \kappa (\vec{p} \cdot \vec{p}_a), \quad (7)$$

где  $\vec{p}_a$  – единичный поляризационный вектор приемной антенны в режиме передачи;

$\kappa$  – коэффициент пропорциональности, определяемый энергетическими характеристиками падающего поля и приемной антенны.

Единичный поляризационный вектор эллиптически поляризованной плоской волны в системе координат XYZ можно записать в виде

$$\vec{p} = \frac{\vec{E}}{|\vec{E}|} = \frac{(\bar{x}_0 - jr\bar{y}_0)}{\sqrt{1+r^2}}, \quad (8)$$

где  $r$  – коэффициент эллиптичности падающей на антенну плоской волны;

$\bar{x}_0$  и  $\bar{y}_0$  – единичные векторы, параллельные осям X и Y.

Аналогично может быть записан единичный поляризационный вектор приемной антенны в системе координат  $X_a Y_a Z_a$

$$\vec{p}_a = \frac{\vec{E}_a}{|\vec{E}_a|} = \frac{(\bar{x}_{0a} - jr_a \bar{y}_{0a})}{\sqrt{1+r_a^2}}, \quad (9)$$

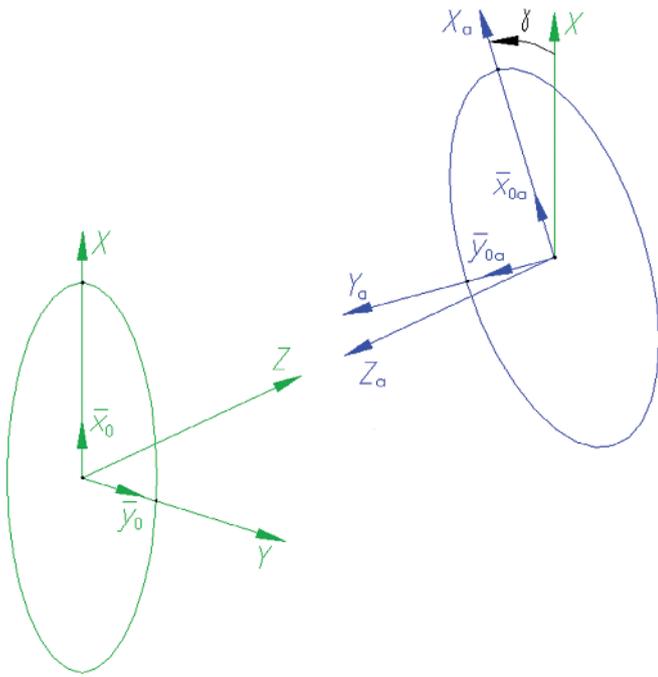
где  $\vec{E}_a$  – комплексный вектор напряженности электрического поля антенны в дальней зоне при работе антенны в режиме передачи;

$r_a$  – коэффициент эллиптичности приемной антенны;

$\bar{x}_{0a}$  и  $\bar{y}_{0a}$  – единичные векторы параллельные осям  $X_a$ ,  $Y_a$ .

Для однозначности описания комплексных векторов в выражениях (8) и (9) величины  $r$  и  $r_a$  необходимо подставлять со знаком «плюс» для правого направления вращения векторов поля и со знаком «минус» – для левого.

На рисунке 1 приведена система координат XYZ для описания падающего на антенну поля. Направление распространения поля совпадает с осью



рисунком 1. Системы координат падающего поля и приемной антенны

Z. Направление большой оси поляризационного эллипса совпадает с осью X.

Там же приведена система координат приемной антенны  $X_a Y_a Z_a$ . Большая ось поляризационного эллипса приемной антенны параллельна оси  $X_a$ .

Ось  $Z_a$  направлена навстречу оси Z. Угол между большими осями поляризационных эллипсов  $\gamma$  отсчитывается от оси X против часовой стрелки при наблюдении со стороны источника поля.

Спроектируем  $\vec{p}$  на направления  $X_a Y_a$ , используя выражения

$$\bar{x}_0 = \bar{x}_{0a} \cos \gamma - \bar{y}_{0a} \sin \gamma ; \quad (10)$$

$$\bar{y}_0 = -\bar{x}_{0a} \sin \gamma - \bar{y}_{0a} \cos \gamma$$

и получим

$$\vec{p} = \frac{\bar{x}_{0a} (\cos \gamma + jr \sin \gamma) + \bar{y}_{0a} (jr \cos \gamma - \sin \gamma)}{\sqrt{1+r^2}}. \quad (11)$$

Используя выражения (7), (9), (10) и (11), получим комплексное напряжение на выходе приемной антенны

$$\dot{V} = \frac{\kappa [(1+rr_a) \cos \gamma + j(r+r_a) \sin \gamma]}{\sqrt{(1+r^2)(1+r_a^2)}}. \quad (12)$$

Разделив выражение (12) на  $\kappa$  получим

$$\dot{v} = \frac{(1+rr_a) \cos \gamma + j(r+r_a) \sin \gamma}{\sqrt{(1+r^2)(1+r_a^2)}}. \quad (13)$$

В выражениях (12) и (13), как и в (8) и (9), величины  $r$  и  $r_a$  надо подставлять со знаком «плюс» для правого направления вращения векторов поля и со знаком «минус» – для левого.

Выражение (13) зависит только от параметров поляризации падающего поля и приемной антенны.

Величина  $\dot{V}$  может быть названа комплексной поляризационной эффективностью. Выражение (13) позволяет определить ее физический смысл. Комплексная поляризационная эффективность – это отношение комплексного напряжения, возникающего на выходе приемной антенны эллиптической поляризации под действием падающего на антенну поля, находящегося в данном состоянии поляризации, к комплексному напряжению на выходе той же антенны, когда поляризация падающего поля соответствует приему максимальной мощности, при неизменной удельной мощности падающего поля.

Выражение (13) можно записать в следующем виде:

$$\dot{v} = |\dot{v}| e^{j\varphi} = \frac{\sqrt{(1+rr_a)^2 \cos^2 \gamma + (r+r_a)^2 \sin^2 \gamma}}{\sqrt{(1+r^2)(1+r_a^2)}} e^{j\varphi}, \quad (14)$$

где  $\varphi$  – относительная фаза сигнала на выходе приемной антенны.

Величина  $\varphi$  определяется из выражения

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{r+r_a}{1+rr_a} \operatorname{tg} \gamma. \quad (15)$$

Выражение (15) может быть записано в виде

$$\varphi = \operatorname{arctg} \left( \frac{r+r_a}{1+rr_a} \operatorname{tg} \gamma \right) \text{ для } -90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ, \quad (16)$$

$$\varphi = \frac{\gamma}{|\gamma|} \pi + \operatorname{arctg} \left( \frac{r+r_a}{1+rr_a} \operatorname{tg} \gamma \right) \text{ для } 90^\circ < \gamma < 270^\circ.$$

Справедливость выражения (16) для области углов  $90^\circ < \gamma < 270^\circ$  подтверждается результатами анализа годографа комплексной поляризационной эффективности на комплексной плоскости и результатами экспериментов.

В соответствии с определением, приведенным в (Кейлс, 1961), поляризационная эффективность

$$\eta_n = \dot{v}^2 = |\vec{p} \cdot \vec{p}_a|^2. \quad (17)$$

Подставляя в (17) выражение (13), получим

$$\eta_n = \frac{(1+rr_a)^2 \cos^2 \gamma + (r+r_a)^2 \sin^2 \gamma}{(1+r^2)(1+r_a^2)}. \quad (18)$$

Путем несложных преобразований выражение (18) может быть приведено к виду, аналогичному (3), а именно

$$\eta_n = \frac{(1+r^2)(1+r_a^2) + 4rr_a + (1-r^2)(1-r_a^2) \cos 2\gamma}{2(1+r^2)(1+r_a^2)}. \quad (19)$$

В отличие от (3), (4) и (5), в (16), (18) и (19) требуется знак «плюс» или «минус» получается автоматически, если величины  $r$  и  $r_a$  подставлять со знаком «плюс» для правого направления вращения векторов поля и антенны и со знаком «минус» – для левого. Кроме того, в отличие от (5), выражение (16) определяет фазу  $\varphi$  во всей области существования угла  $\gamma$  ( $360^\circ$ ).

С учетом (18) выражение (14) для комплексной

поляризационной эффективности может быть записано в виде

$$\dot{v} = \sqrt{\eta_n} \cdot \dot{a}^{j\varphi} \quad (20)$$

В (20) величина  $\varphi$  определяется выражениями (15) и (16).

Годограф комплексной поляризационной эффективности на комплексной плоскости в зависимости от угла  $\gamma$  есть эллипс. В параметрической форме уравнение этого эллипса имеет вид

$$x = \frac{(1+rr_a)}{\sqrt{(1+r^2)(1+r_a^2)}} \cos \gamma; \quad (21)$$

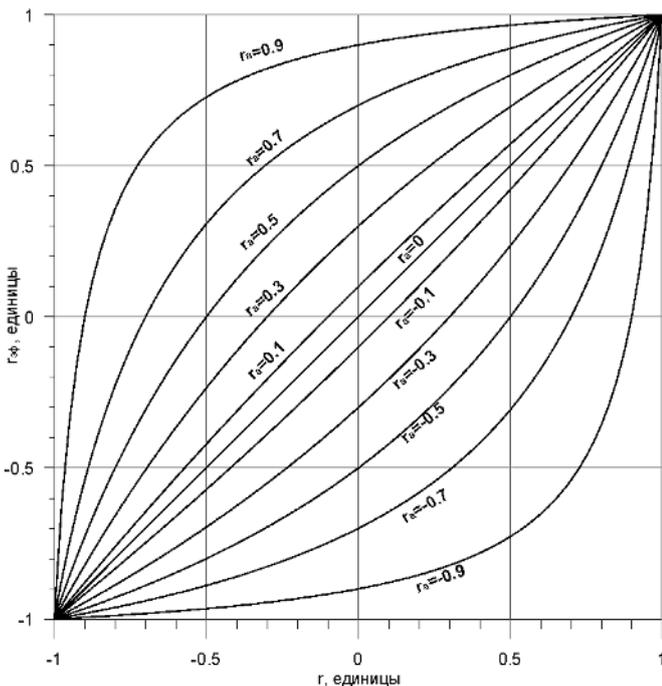
$$y = \frac{(r+r_a)}{\sqrt{(1+r^2)(1+r_a^2)}} \sin \gamma.$$

Отношение осей этого эллипса равно

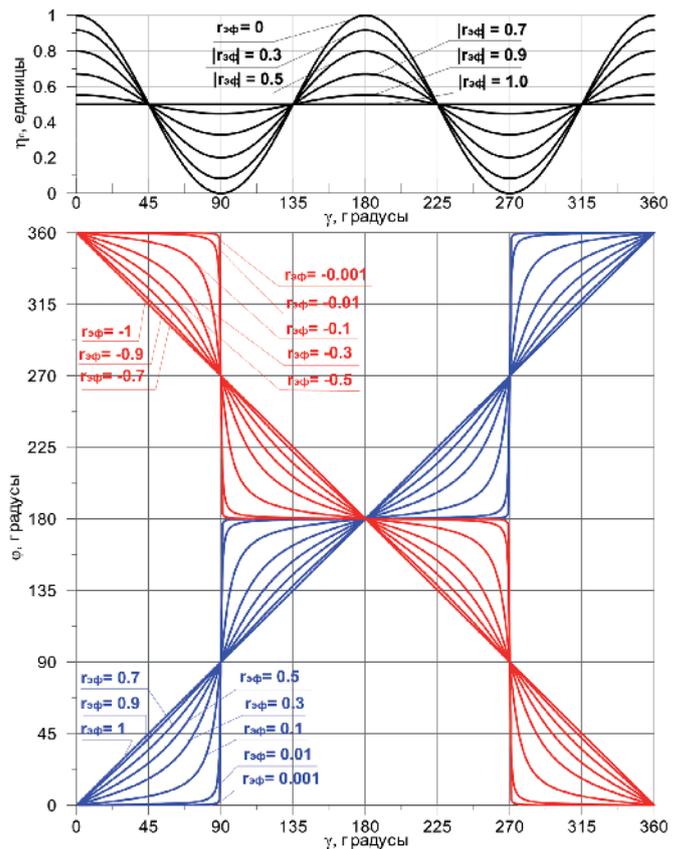
$$r_{эф.} = \frac{r+r_a}{1+rr_a} \quad (22)$$

В (Рамзей, 1961) сообщается, что годограф зависимости  $\dot{V}(\gamma)$  есть эллипс, и предложено называть этот эллипс эффективным эллипсом, а отношение его осей – эффективным осевым коэффициентом.

В соответствии с используемой в РФ терминологией, отношение малой оси к большой оси этого эллипса может быть названо эффективным коэффициентом эллиптичности. Величина эффективного коэффициента эллиптичности определяется выражением (22). Нетрудно заметить (рисунок 2), что в зависимости от величины и знаков  $r$  и  $r_a$  эффективный коэффициент эллиптичности может иметь как положительный, так и отрицательный знак, причем знак  $r_{эф}$  такой же, как и знак большего по



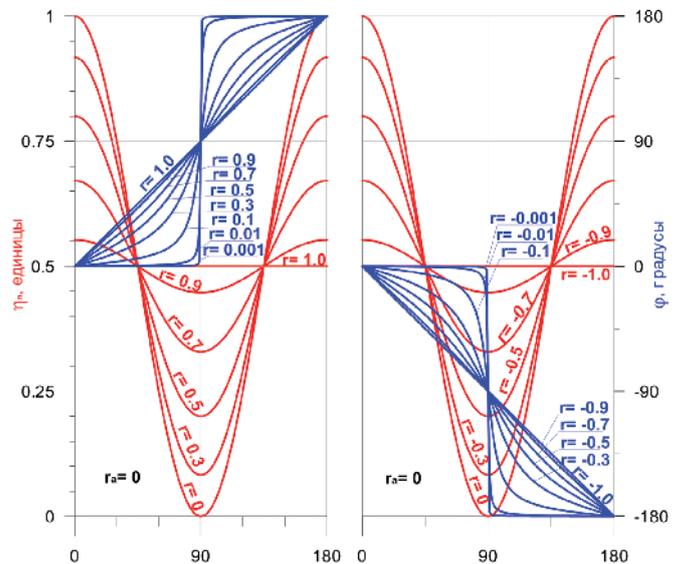
**рисунок 2.** Зависимость эффективного коэффициента эллиптичности от коэффициентов эллиптичности падающего поля и приемной антенны



**рисунок 3.** Поляризационные диаграммы и фазовые поляризационные диаграммы для разных значений эффективного коэффициента эллиптичности

модулю из  $r$  и  $r_a$ .

Зависимость относительной фазы сигнала на выходе приемной антенны от угла ее разворота вокруг направления на источник поля целесообразно называть фазовой поляризационной диаграммой, зависимость амплитуды напряжения на выходе приемной антенны от угла ее разворота вокруг направления на источник поля – амплитудной поля-



**рисунок 4.** Поляризационные диаграммы и фазовые поляризационные диаграммы для линейной поляризации приемной антенны

**НОВЫЕ МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЯРИЗАЦИИ АНТЕНН КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФАЗОВОЙ ПОЛЯРИЗАЦИОННОЙ ДИАГРАММЫ**

**таблица**

поляризация падающего поля	поляризация приемной антенны	формулы для поляризационной эффективности и фазовой поляризационной диаграммы
линейная ( $r=0$ )	линейная ( $r_a=0$ )	$\eta_n = \cos^2 \gamma$ $\eta_n = 1 \text{ для } \gamma=0$ $\eta_n = 0 \text{ для } \gamma=90^\circ \text{ (нет передачи энергии)}$ $\varphi = 0 \text{ для } -90^\circ < \gamma < 90^\circ$ $\varphi = 180^\circ \text{ для } 90^\circ < \gamma < 270^\circ$ <p>(см. рисунок 4)</p>
эллиптическая ( $-1 \leq r \leq 1$ )	линейная ( $r_a=0$ )	$\eta_n = \frac{1}{(1+r^2)} [\cos^2 \gamma + r^2 \sin^2 \gamma]$ $\eta_n = \frac{1}{1+r^2} \text{ для } \gamma=0$ $\eta_n = \frac{r^2}{1+r^2} \text{ для } \gamma=90^\circ$ $\varphi = \arctg(r \operatorname{tg} \gamma) \text{ для } -90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ$ $\varphi = \frac{\gamma}{ \gamma } \pi + \arctg(r \operatorname{tg} \gamma) \text{ для } 90^\circ < \gamma < 270^\circ$ <p>(см. рисунок 4)</p>
круговая ( $r=1$ ), ( $r=-1$ )	линейная ( $r_a=0$ )	$\eta_n = \frac{1}{2}$ <p>для правополяризованной волны (<math>r=1</math>)</p> $\varphi = \gamma \text{ для } -90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ$ $\varphi = \frac{\gamma}{ \gamma } \pi + \gamma \text{ для } 90^\circ < \gamma < 270^\circ$ <p>для левополяризованной волны (<math>r=-1</math>)</p> $\varphi = -\gamma \text{ для } -90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ$ $\varphi = \frac{\gamma}{ \gamma } \pi - \gamma \text{ для } 90^\circ < \gamma < 270^\circ$ <p>(см. рисунок 5)</p>
круговая ( $r=1$ ), ( $r=-1$ )	эллиптическая ( $-1 \leq r_a \leq 1$ )	$\eta_n = \frac{(1+r_a)^2}{2(1+r_a^2)}$ <p>для правополяризованной волны (<math>r=1</math>)</p> $\varphi = \gamma \text{ для } -90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ$ $\varphi = \frac{\gamma}{ \gamma } \pi + \gamma \text{ для } 90^\circ < \gamma < 270^\circ$ <p>для левополяризованной волны (<math>r=-1</math>)</p> $\varphi = -\gamma \text{ для } -90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ$ $\varphi = \frac{\gamma}{ \gamma } \pi - \gamma \text{ для } 90^\circ < \gamma < 270^\circ$ <p>(см. рисунок 5)</p>

<p>круговая (<math>r=1</math>), (<math>r=-1</math>)</p>	<p>круговая (<math>r_a=1</math>), (<math>r_a=-1</math>),</p>	<p><math>\eta_n = 1</math> при одинаковых знаках <math>r</math> и <math>r_a</math> <math>\eta_n = 0</math> при разных знаках <math>r</math> и <math>r_a</math> (нет передачи энергии) при (<math>r=1, r_a=1</math>) <math>\varphi = \gamma</math> для <math>-90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ</math> <math>\varphi = \frac{\gamma}{ \gamma } \pi + \gamma</math> для <math>90^\circ &lt; \gamma &lt; 270^\circ</math> при (<math>r=-1, r_a=-1</math>) <math>\varphi = -\gamma</math> для <math>-90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ</math> <math>\varphi = \frac{\gamma}{ \gamma } \pi - \gamma</math> для <math>90^\circ &lt; \gamma &lt; 270^\circ</math> (см. рисунок 5)</p>
<p>эллиптическая (<math>-1 \leq r \leq 1</math>)</p>	<p>эллиптическая (<math>-1 \leq r_a \leq 1</math>)</p>	<p><math>\eta_n = \frac{(1+rr_a)^2 \cos^2 \gamma + (r+r_a)^2 \sin^2 \gamma}{(1+r^2)(1+r_a^2)}</math> <math>\eta_n = \frac{(1+rr_a)^2}{(1+r^2)(1+r_a^2)}</math> для <math>\gamma=0</math> <math>\eta_n = \frac{(r+r_a)^2}{(1+r^2)(1+r_a^2)}</math> для <math>\gamma=90^\circ</math> <math>\varphi = \arctg\left(\frac{r+r_a}{1+rr_a} \operatorname{tg} \gamma\right)</math> для <math>-90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ</math> <math>\varphi = \frac{\gamma}{ \gamma } \pi + \arctg\left(\frac{r+r_a}{1+rr_a} \operatorname{tg} \gamma\right)</math> для <math>90^\circ &lt; \gamma &lt; 270^\circ</math> (см. рисунок 6)</p>
<p>эллиптическая (<math>-1 \leq r \leq 1</math>)</p>	<p>эллиптическая (<math>r_a = -r</math>)</p>	<p><math>\eta_n = \frac{(1-r^2)^2 \cos^2 \gamma}{(1+r^2)^2}</math> <math>\eta_n = \frac{(1-r^2)^2}{(1+r^2)^2}</math> для <math>\gamma=0</math> <math>\eta_n = 0</math> для <math>\gamma=90^\circ</math> (нет передачи энергии) <math>\varphi = 0</math> для <math>-90^\circ &lt; \gamma &lt; 90^\circ</math> <math>\varphi = 180^\circ</math> для <math>90^\circ &lt; \gamma &lt; 270^\circ</math> (см. рисунок 6)</p>

ризации диаграммой, а зависимость мощности на выходе приемной антенны от угла ее разворота вокруг направления на источник поля – поляризационной диаграммой.

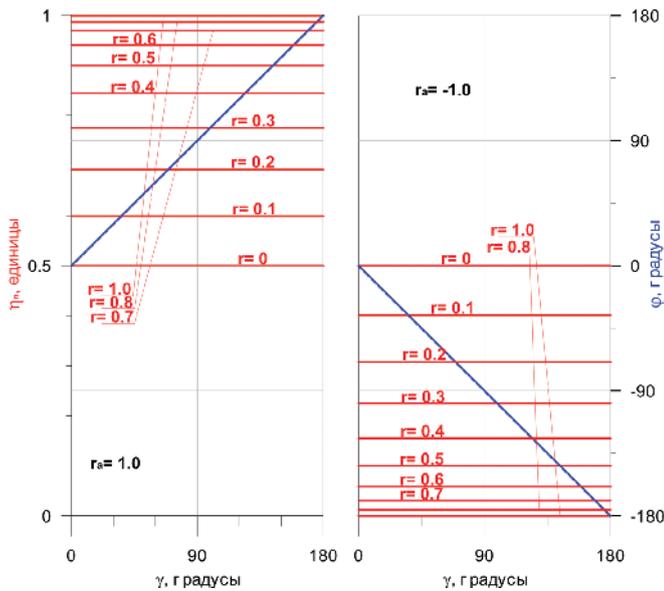
Предлагаемые термины не отменяют традиционного термина «поляризационная диаграмма» и позволяют однозначно трактовать, о чем идет речь: об амплитуде, мощности или фазе сигнала.

Выражение (16) с учетом (22) может быть записано в виде

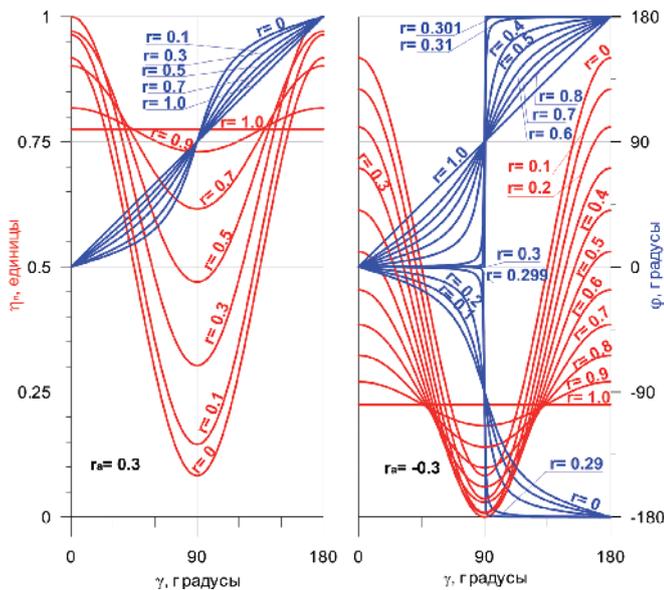
$$\varphi = \arctg(r_{\text{эф}} \operatorname{tg} \gamma) \text{ для } -90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ; \quad (23)$$

$$\varphi = \frac{\gamma}{|\gamma|} \pi + \arctg(r_{\text{эф}} \operatorname{tg} \gamma) \text{ для } -90^\circ \leq \gamma < 270^\circ.$$

Из выражения (23) и рисунка 3 видно, что при увеличении угла  $\gamma$  и положительном значении  $r_{\text{эф}}$  фаза сигнала на выходе приемной антенны увеличивается, а при отрицательном значении  $r_{\text{эф}}$  – уменьшается.



**рисунок 5.** Поляризационные диаграммы и фазовые поляризационные диаграммы для круговой поляризации приемной антенны



**рисунок 6.** Поляризационные диаграммы и фазовые поляризационные диаграммы для эллиптической поляризации приемной антенны

Выражения (12)-(16), (18)-(23) инвариантны к направлению передачи энергии. При замене  $r$  на  $r_a$  и, соответственно,  $r_a$  на  $r$  выражения не изменяются.

В таблице приведены выражения для поляризационной эффективности и фазовой поляризационной диаграммы для частных случаев состояния поляризации падающего поля и приемной антенны.

Поляризационная диаграмма используется для измерения параметров поляризации поля в дальней зоне с помощью антенны линейной поляризации (Кейлс, 1961).

Автором настоящей работы разработаны четыре новых способа измерения параметров поляризации электромагнитного поля с использованием фазовой поляризационной диаграммы, позволяющие повысить точность измерений:

- способ определения угла ориентации поляризационного эллипса электромагнитного поля (Бычков В.П., Самбуров С.А., 1991);
- способ определения параметров поляризации электромагнитного поля (Бычков В.П., 1991);
- способ отбраковки антенн по заданной величине коэффициента эллиптичности (Бычков В.П., 1991);
- способ определения параметров поляризации электромагнитного поля (Бычков В.П., 1993).

**список литературы**

Бычков В.П. Новые методы определения поляризационных параметров антенн // Сборник трудов пятой всесоюзной конференции «Метрологическое обеспечение антенных измерений ВКАИ-5». Ереван, 1990. С. 64-66.

Бычков В.П. Способ определения параметров поляризации электромагнитного поля // А.с. 1689879 СССР, 1991. Бюл. № 41.

Бычков В.П. Способ определения параметров поляризации электромагнитного поля // А.с. 1815612 СССР, 1993. Бюл. № 18.

Бычков В.П. Способ отбраковки антенн по заданной величине коэффициента эллиптичности // А.с. 1689878 СССР, 1991. Бюл. № 41.

Бычков В.П., Самбуров С.А. Способ определения угла ориентации поляризационного эллипса электромагнитного поля // А.с. 1670628 СССР, 1991. Бюл. № 30.

Кейлс. Эллиптически поляризованные волны и антенны // Антенны эллиптической поляризации: сб. ст. / Под ред. А.И. Шпунтова. М.: Изд-во Иностранная литература, 1961. 355 с.

Крутел Р.У. мл., Дифонзо Д.Ф., Мале К.Э. Измерения в спутниковых системах: пер. с англ. // ТИИЭР, 1978. Т. 66, № 4. С. 129-142.

Либин В.А. Некоторые характеристики антенн произвольной поляризации // Радиотехника и электроника, 1960. № 11. С. 1786-1796.

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.

Рамзей. Передача между антеннами эллиптической поляризации, в сборнике статей «Антенны эллиптической поляризации» / Под. ред. А.И. Шпунтова. М.: Изд-во Иностранная литература, 1961. 355 с.

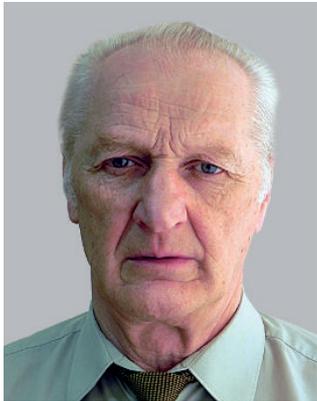
Шубарин Ю.В., Анищенко Т.Н. Измерение диаграммы направленности и коэффициента усиления антенны эллиптической поляризации // Измерительная техника, 1969. № 4. С. 58-61.

Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B. Space modules of Phobos-Grunt complex for prospective interplanetary stations // Solar System Research., 2011. V. 45. № 7. С. 593.

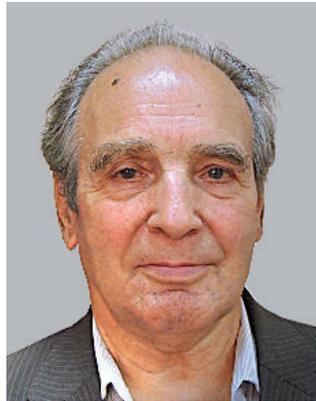
Статья поступила в редакцию 06.02.2013 г.

## ПРИМЕНЕНИЕ ПРИНЦИПОВ МЕХАНИКИ РАЗРУШЕНИЯ ДЛЯ РАСЧЕТА РЕСУРСА КОНСТРУКЦИЙ, РАБОТАЮЩИХ ПОД ДАВЛЕНИЕМ, НА ПРИМЕРЕ ТОПЛИВНОГО БАКА ЧЕТВЕРТОЙ СТУПЕНИ РН «VEGA»

## APPLICATION OF FRACTURE MECHANICS PRINCIPLES FOR CALCULATION THE PRESSURIZED STRUCTURE DURABILITY BY EXAMPLE OF THE PROPELLANT TANK OF VEGA LV FOURTH STAGE



**А.С. Бирюков,**  
кандидат технических  
наук\*,  
birukov@laspace.ru;  
**A.S. Birukov\*\***



**В.И. Калинин\***,  
birukov@laspace.ru;  
**V.I. Kalinin\*\***



**А.В. Гриневич,**  
профессор,  
доктор технических  
наук, ФГУП  
«Всероссийский научно-  
исследовательский  
институт авиационных  
материалов»,  
Россия, Москва,  
briolett@yandex.ru;  
**A.V. Grinevich**



**Н.А. Маркачев,**  
кандидат технических  
наук\*,  
mdn@laspace.ru;  
**N.A. Markachev\*\***

*В статье представлены результаты экспериментальной и расчетно-теоретической работы по исследованию характеристик трещиностойкости конструкции топливного бака из титанового сплава VT23.*

*Ключевые слова:*  
*трещиностойкость;*  
*топливный бак;*  
*коэффициент интенсивности напряжений.*

### ВВЕДЕНИЕ

Топливные баки для четвертой ступени европейской РН «VEGA» разработаны в НПО им. С.А. Лавочкина по контракту с итальянской фирмой AVIA. Бак (рисунок 1) представляет собой оболочечную конструкцию, выполненную из титанового сплава VT23 и состоящую из полусферических днищ, цилиндрической обечайки, изготовленной заодно с опорным шпангоутом, фланца с крышкой в нижнем полюсе, предназначенного для установки вытеснительного пакета системы запуска двигателя в невесомости, и заправочного штуцера в верхнем полюсе.

Максимальное рабочее давление в баке, определенное заказчиком, составляет 3,56 МПа. Кроме этого, как и для любого элемента конструкции,

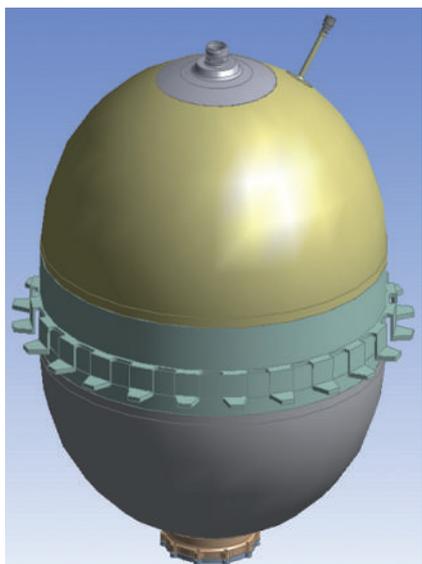
\* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

*The article presents the results of experimental and design-theoretical study of structure crack resistance characteristics of the propellant tank made of the VT23 titanium alloy.*

*Keywords:*  
*crack resistance;*  
*propellant tank;*  
*stress intensity factor.*

эксплуатирующегося в составе с РН, в исходных данных задан полный спектр статических и вибродинамических нагрузок, действующих на бак в процессе его штатной эксплуатации. Все заданные нагрузки с учетом наземных операций, связанных с многократными его проверками на герметичность рабочим давлением и предшествующими им опрессовками с коэффициентом 1,5 от рабочего давления, определяют так называемый «жизненный цикл» бака. Расчет ресурса бака с позиций механики разрушения состоит в том, что бак должен выдержать все нагружения «жизненного цикла» с коэффициентом безопасности на количество воздействий не менее четырех. При этом дефекты материала (трещины,

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



**рисунок 1.** Общий вид топливного бака для четвёртой ступени РН «VEGA»

поры и т.п.), изначально присутствующие в конструкции бака и не обнаруженные неразрушающими методами контроля вследствие их малости, не должны вырасти до критического размера, т.е. конструкция должна сохранить свою несущую способность при действии эксплуатационных нагрузок, в данном случае – рабочего давления.

Следует отметить, что в НПО им. С.А. Лавочкина, несмотря на большой многолетний опыт проектирования топливных баков, расчеты на безопасную повреждаемость не проводились. В европейской практике, расчет ресурса бака с учетом его трещиностойкости является стандартным требованием, в связи с чем возникла необходимость в излагаемой ниже экспериментальной и расчетно-теоретической работе.

## 1. Экспериментальные исследования

Расчет бака на ресурс сводится к определению конечного размера трещины после воздействия циклических нагрузок, определяемых «жизненным циклом», и определению остаточной прочности бака по соотношению конечного значения коэффициента интенсивности напряжений к его критическому значению. Для проведения данных расчетов необходимо знать специальные характеристики материала, из которого изготовлена конструкция, а именно скорость роста трещины усталости (СРТУ) и критический коэффициент интенсивности напряжений  $K_{1c}$ .

Для титанового сплава ВТ23, как и для большинства других сплавов, такие характеристики в нормативной отечественной литературе отсутствуют. Положение усугубляется еще тем, что эти характеристики существенно зависят не только от химического состава материала, но и от вида полуфабриката, из которого изготовлена конструкция. В нашем случае фланец и цилиндрическая обечайка вместе со

шпангоутом изготовлены из поковки и раскатного кольца (поковка и раскатное кольцо имеют близкие характеристики), а полусферические днища изготовлены из листа методом сверхпластичного формования (материал СПФ). Конструкция бака содержит сварные швы, характеристики материала которых также отличаются от характеристик основного материала вследствие измененной его структуры при тепловом воздействии.

Все это определило необходимость проведения экспериментальной работы по определению характеристик трещиностойкости материала ВТ23 в различных структурных состояниях на представительных образцах. Было изготовлено три группы образцов для каждого упомянутого структурного состояния. Первая группа образцов была вырезана из штатного раскатного кольца, предназначенного для изготовления центральной части бака. Вторая группа – образцы со сварным швом – вырезаны из полусферы (материал СПФ), сваренной с центральной обечайкой (раскатное кольцо) по штатной технологии. Данные образцы были представительными для всех сварных швов бака. Третья группа образцов (материал СПФ) изготовлена непосредственно из готовых полусфер, а из листового материала, подготовленного для сверхпластичного формования методом многократной ортогональной прокатки. Такое решение было принято потому, что образцы, вырезанные из полусфер, имеют существенную кривизну. При их выпрямлении в образцах возникают дополнительные внутренние напряжения, которые вносят неопределенность в результаты испытаний.

Все испытания по определению параметров трещиностойкости проводились на оборудовании и силами специалистов лаборатории механических испытаний ВИАМ.

Испытания проводились на образцах размером 180×60 мм. В центре образца (для сварного образца в околосшовной зоне) электроискровым методом выполнялась сквозная прорезь длиной 3-3,5 мм, которая являлась инициатором развития усталостной трещины. Для определения критического коэффициента интенсивности напряжений  $K_C$  из прорези под действием переменных растягивающих нагрузок выращивалась усталостная трещина длиной 0,3-0,4 мм от ширины образца. Образец с усталостной трещиной подвергался нагружению растягивающей нагрузкой до разрушения. После разрушения производился замер усталостной трещины и вычисление критического коэффициента интенсивности напряжений.

Вычисление  $K_C$  выполнялось в соответствии с ГОСТом 25.506-85 и по более простой методике (Броек Д., 1980)

$$K_C = \sigma \sqrt{\pi L} \left( \sec \frac{\pi L}{B} \right)^{0,5},$$

где  $2L$  – длина усталостной трещины с учетом сквозной прорези;

$\sigma$  – действующие напряжения (брутто) при

**таблица 1** – Критические коэффициенты интенсивности напряжений сварного шва

№ образца	$B$ , мм	$t$ , мм	$P_{разр}$ , кгс	$2L_{ст.трещ}$ , мм	$K_C$ , кгс/мм <sup>3/2</sup> по ГОСТ 25.506-85	$K_C$ , кгс/мм <sup>3/2</sup> , по методике (Брок Д., 1980)
110	50,2	2,66	8040	14,5	302	303
111	50,0	2,63	6690	20,6	326	324
132	50,1	2,61	8020	15,0	316	315
133	50,4	2,65	7070	20,9	339	340
114	51,5	2,65	7320	20,4	335	337
113	50,1	2,59	6810	20,0	325	327
среднее значение					324	324

разрушении.

В таблице 1 в качестве примера приведены результаты испытаний сварных образцов и вычисленные значения коэффициентов интенсивности напряжений.

Расчетное значение параметра  $K_C$  при ограниченном объеме испытаний образцов определяется на основе среднего значения этого параметра умножением его на снижающий коэффициент 0,7.

Следует учесть также, что значения коэффициента  $K_C$  получены на тонких образцах, которые не удовлетворяют условию (ГОСТ 25.506-85)

$$t \geq 2,5 K_{1C}^2 / \sigma_{02}^2,$$

где  $K_{1C}$  – критический коэффициент интенсивности напряжений при плоском деформированном состоянии;

$\sigma_{02}$  – предел текучести материала.

Это означает, что значения  $K_C$  получены в условиях плоского напряженного состояния, зависят от толщины образца и не вполне представительны для оценки поверхностной трещины, в донной части которой образуется преимущественно плоское деформированное состояние.

Существующие нормативные документы не содержат методики пересчета  $K_C$  в  $K_{1C}$ . Однако приведенное в работе (Брок Д., 1980) соотношение позволяет сделать оценку величины  $K_{1C}$  по результатам эксперимента на плоских образцах

$$\frac{K_C}{K_{1C}} = \sqrt{1 + \frac{\varepsilon_u E t_0}{24 \sigma_{02} t}},$$

где  $\varepsilon_u$  – истинная деформация при разрушении материала;

$t_0 = K_{1C}^2 / 3\pi\sigma_{02}^2$  – максимальная толщина образца, при которой полностью развивается плоское напряженное состояние.

С учетом этих соотношений, а также с учетом упомянутого коэффициента снижения 0,7 проведена оценка расчетных значений критических коэффициентов  $K_{1C}$  для трех исследовавшихся структурных состояний материала ВТ23. Результаты приведены в таблице 2.

**таблица 2** – Расчётные значения вязкости разрушения при плоской деформации различных составляющих конструкции

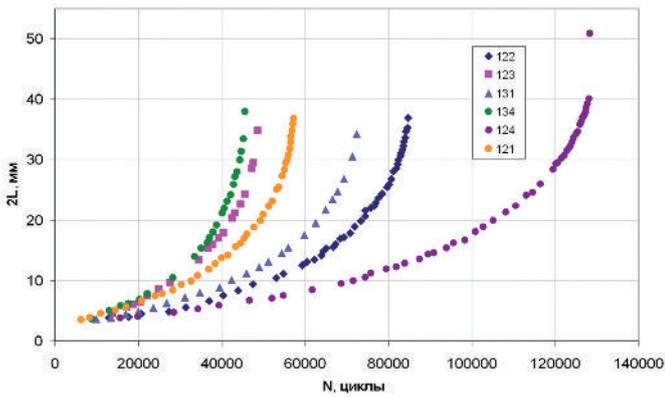
составляющие конструкции	$K_{1C}$ , кгс/мм <sup>3/2</sup>
поковка	194
материал СПФ	184
сварное соединение	190

Скорость развития трещины усталости определялась на аналогичных образцах. Из электроискрового надреза под действием переменных нагрузок выращивались исходные усталостные трещины длиной 0,2-0,8 мм с каждой стороны надреза. Образец с начальной усталостной трещиной длиной  $2L_0$  подвергался воздействию переменных нагрузок с оценкой длины трещины  $2L$  в процессе нагружения, что обеспечивало возможность построения зависимости  $2L=f(N)$ ,  $N$  – число циклов. Испытания проводились при асимметрии цикла нагружения  $R=0,1$ . В таблице 3 и на рисунке 2 в качестве примера представлены результаты испытаний для сварных образцов.

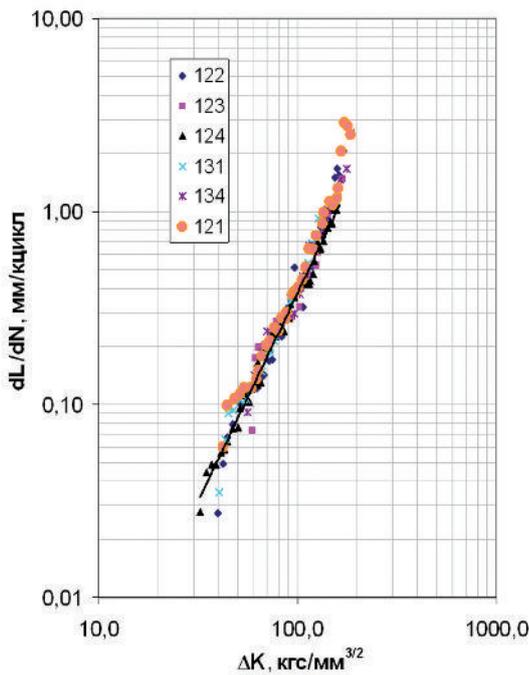
После соответствующей обработки полученные

**таблица 3** – Характеристики развития усталостной трещины в сварных образцах

номер образца	толщина $t$ , мм	ширина $B$ , мм	напряжение $\sigma_{брутто}$ , max/min, кгс/мм <sup>2</sup>	начальная/конечная длина трещины $2L_0/2L_k$ , мм	число циклов $N_0$ до появления трещины $2L_0$	число циклов $N_k$ , отвечающее $2L_k$
124	2,52	50,0	14/1,4	3,8/40,9	15550	128470
122	2,66	50,1	17,5/1,8	3,8/36,9	12950	84910
131	2,63	50,0	18/1,8	3,8/34,2	13440	73430
121	2,60	50,1	20/2,0	3,8/36,8	8350	57400
123	2,68	50,0	22/2,2	4,5/34,8	13870	48640
134	2,60	50,2	22/2,2	3,6/37,9	8800	45650



**рисунок 2.** Кинетика развития усталостной трещины в сварных образцах



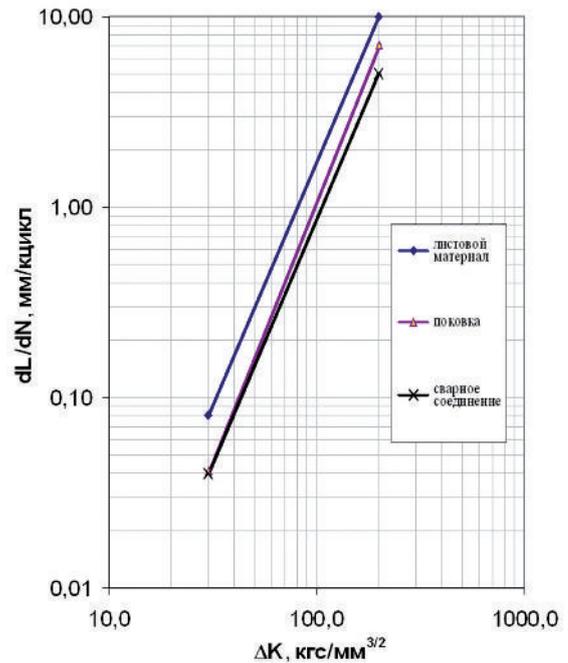
**рисунок 3.** Зависимость скорости роста трещины усталости от коэффициента интенсивности напряжений

**таблица 4** – Коэффициенты уравнения Пэриса различных составляющих конструкции

составляющие конструкции	$K^*$ , кгс/мм <sup>3/2</sup>	$n$
поковка	41,99	2,722
листовой материал	32,75	2,545
сварное соединение	42,99	2,545

результаты позволяют построить зависимость  $dL/dN=f(\Delta K)$ . На рисунке 3 представлены результаты обработки для всех испытанных сварных образцов в двойных логарифмических координатах. Видно, что результаты хорошо согласуются между собой и практически ложатся на прямую линию.

На рисунке 4 приведены расчетные зависимости  $dL/dN=f(\Delta K)$  для трех структурных состояний материала ВТ23, представляющие собой огибающую «сверху» всех экспериментальных данных для случая  $R=0,1$ . Соответствующие коэффициенты уравнения Пэриса, записанного в виде



**рисунок 4.** Зависимости скорости роста трещины усталости для различных составляющих конструкции

$$V=V_0(\Delta K/K^*)^n,$$

где  $V_0=0,1$  мм/кцикл, приведены в таблице 4.

## 2. Расчет ресурса топливного бака

Расчет ресурса бака определяется историей его нагружения, т.е. количеством циклов нагружения и уровнем напряжений в баке, достигаемых при каждом нагружении. При этом необходимо определить расчетные сечения в исследуемой конструкции, характеризующиеся максимальным уровнем напряжений, толщиной и механическими свойствами материала. Как указывалось выше, спектр нагрузок бака включает в себя определенное количество циклов нагружения внутренним давлением различной интенсивности в процессе наземной эксплуатации и в полете, а также инерционными нагрузками, возникающими в процессе вибронгружения бака на участке вывода. Каждому виду нагружения соответствует максимальный уровень напряжений в данном выбранном расчетном сечении, при этом должны быть рассмотрены первые (растягивающие) главные напряжения, играющие основную роль в механике разрушения. В таблице 5 проиллюстрирован процесс развития трещины для одного из выбранных сечений бака, отражена история нагружения бака и приведены уровни напряжений в данном сечении для каждого вида нагружения.

Второй шаг в расчете – определение максимальных размеров начального поверхностного дефекта, не обнаруживаемого методами неразрушающего контроля, из которого развивается усталостная трещина. Поверхностный дефект характеризуется двумя параметрами – длиной  $2c$  и глубиной  $a$ . К сожалению, отечественная норма-

таблица 5 – Оценка коэффициентов вязкости разрушения для одной из критических точек бака

случай нагружения	$\sigma_1$ , МПа	$K_B$ , кгс/мм <sup>3/2</sup>	$K_S$ , кгс/мм <sup>3/2</sup>	$a$ , мм	$c$ , мм
исходное состояние				0,84	1,91
$P_{\text{опр}}=5,34$ МПа 32 цикла	745	155	140	0,945	1,983
$P_{\text{раб}}=3,56$ МПа 56 циклов	497	106	101	1,013	2,039
0,8 МПа 56 циклов	112	24	23	1,014	2,040
0,3 МПа 16 циклов	42	9	8,5	1,014	2,040
$a_x=13g$ 1,1 кциклов	19	4	4	1,014	2,040
$a_y=13g$ 1,1 кциклов	11	2	2	1,014	2,040

тивная документация регламентирует для каждого вида контроля только один параметр трещины – ее длину, что недостаточно для расчета. Поэтому для определения требуемых параметров трещины воспользуемся европейским нормативным документом (*Space engineering*, 1999), который для случая использования рентгеноконтроля определяет начальные параметры полуэллиптической трещины следующим образом ( $B$  – толщина оболочки бака):

для  $B \leq 2,72$  мм,  $a=0,7 \times B$ ,  $c=1,91$  мм;  
для  $B > 2,72$  мм,  $a=0,7 \times B$ ,  $c=0,7 \times B$ .

Рост трещины в зависимости от коэффициента интенсивности напряжений вычисляется на основе уравнения Пэриса  $V=V_0(\Delta K/K^*)^n$ . Интегрирование уравнения Пэриса проводится методом Эйлера, при этом шаг интегрирования – один цикл нагружения. На каждом шаге интегрирования вычисляется коэффициент интенсивности напряжений в зависимости от параметров трещин  $a$  и  $c$ . Вычисления проводятся с помощью программы Matcad.

Расчет коэффициентов интенсивности напряжений для полуэллиптической трещины проводится по формулам, приведенным в (*ASTM E740-03*):

- для точки на дне трещины  $K_B/\sigma_1(\pi a)^{0,5}=M/\Phi$ ;  
- для точки на периферии трещины  $K_S/\sigma_1(\pi a)^{0,5}=(M/\Phi)S$ ,

где  $M=(1,13-0,09(a/c))+(-0,54+0,89(0,2+a/c)^{-1})(a/B)^2+$   
 $+ (0,5-(0,65+a/c)^{-1}+14(1-a/c)^{24})(a/B)^4$ ;

$$\Phi^2=1+1,464(a/c)^{1,65};$$

$$S=(a/c)^{0,5}(1,1+0,35(a/B)^2);$$

$B$  – толщина материала оболочки.

Пример расчета развития трещины для одного из выбранных сечений бака с вычислением на каждом шаге размеров трещины и соответствующих коэффициентов интенсивности напряжений приведен в таблице 5.

Остаточная прочность бака характеризуется

отношением коэффициента интенсивности напряжений для конечного размера трещины при рабочем давлении к его критическому значению, определенному ранее и приведенному в таблице 2. Запас по остаточной прочности для данного сечения бака

$$n=K_{1C}/K_B=194/106=1,83.$$

## заключение

Приведенная методика дает полную и адекватную информацию о ресурсе и остаточной прочности тонкостенной конструкции, работающей под воздействием разнообразных циклических нагрузок, возникающих при ее изготовлении, наземной и летной эксплуатации. Внедрение данной методики на этапе проектирования могло бы существенно улучшить надежность вновь разрабатываемых конструкций и одновременно снизить стоимость разработки за счет уменьшения объема экспериментальных работ. Для ее успешного применения необходима информация по специальным характеристикам для наиболее распространенных конструкционных материалов, критическим коэффициентам интенсивности напряжений и СРТУ, которая практически отсутствует в нормативной литературе.

## список литературы

*Броек Д.* Основы механики разрушения. М.: Высшая школа, 1980.

*ГОСТ 25.506-85* Определение характеристик трещиностойкости (вязкости разрушения) при статическом нагружении.

*ASTM E740-03.* Standard Practice for Fracture Testing with Surface Tension Specimens.

*Space engineering.* Fracture control // ESCC-E-30-01A, 13 April 1999.

*Статья поступила в редакцию 24.05.2013 г.*

## АНАЛИЗ КАЧЕСТВА КООРДИНАТНОЙ ПРИВЯЗКИ ИЗОБРАЖЕНИЙ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ

## QUALITY ANALYSIS OF IMAGE GEOLOCATION FOR SPACE SYNTHETIC APERTURE RADAR



**К.А. Занин,**  
доктор технических наук,  
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,  
Россия, Московская область, г. Химки,  
rs4a@laspace.ru;  
**K.A. Zanin**

*Разработана математическая модель радиолокатора с синтезированной апертурой антенны (РСА) космического базирования. С ее помощью анализируется влияние ошибок определения положения в пространстве и скорости движения космического аппарата на координатную привязку получаемых радиолокационных изображений (РЛИ).*

*Ключевые слова: координатная привязка; радиолокатор с синтезированной апертурой; навигационное обеспечение.*

### ВВЕДЕНИЕ

Во всем мире большое внимание уделяется разработке и совершенствованию космических радиолокаторов с синтезированной апертурой для наблюдения (Ефанов В.В. и др., 2009; Дарнопукх V.V. et al., 2010). Несмотря на то, что при одинаковом пространственном разрешении качество изображения РСА несколько хуже оптического (Дарнопых В.В. и др., 2010), основным преимуществом РСА является высокая точность координатной привязки изображения. Это связано с тем, что для координатной привязки изображения РСА не требуется столь высокой точности знания углов ориентации, как в оптических системах. Точность привязки в РСА обеспечивается за счет определения положения координат космического аппарата и фазовой стабильности радиоэлектронного тракта самого РСА. В силу этого РСА являются важнейшим инструментом наблюдений Земли в интересах различных потребителей (Верба В.С., 2010).

### 1. Математическая модель координатной привязки изображения радиолокатора с синтезированной апертурой

Решению задачи анализа ошибок координатной привязки снимков РСА посвящен ряд научных работ (Frey O., 2004; Luo H.B., 2008) и др. По сравнению с оптическими системами, где привязка элементов разрешения производится путем решения уравнений геометрической оптики для визирующих лучей, в РСА имеются особенности, связанные с принципами синтеза апертуры, которые не позволяют построить полностью аналитическую модель. Основным направлением анализа погрешностей является численное итеративное решение систем уравнений (Luo H.B., 2008). На стадии проектирования при определении требований к системам КА (Ефанов В.В. и др., 2008) численный подход не всегда удобен, так как не позволяет выявить логические связи между компонентами вектора варьируемых параметров. Рассмотрим математическую модель, которая позволяет получить численно-аналитическое решение, основанное на особенностях РСА.

*Mathematical model of space Synthetic Aperture Radar (SAR) has been elaborated.*

*By means of it, analysis of impact of geolocation determination errors and spacecraft velocity errors on acquired radar images geolocation.*

*Key words: geolocation; Synthetic Aperture Radar; navigation support.*

Связь между положением космического аппарата (КА) – носителя радиолокатора синтезированной апертуры (РСА) и точкой на поверхности Земли в инерциальной системе координат в заданный момент времени  $t$  определяется выражением

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_{КА} - \mathbf{R}_{ПР}$$

где  $\mathbf{R} = (x_{КА} - x_{П}, y_{КА} - y_{П}, z_{КА} - z_{П})^T$  – вектор наклонной дальности;

$\mathbf{R}_{П}$  – радиус-вектор координат пикселя;

$\mathbf{R}_{КА}$  – радиус-вектор космического аппарата.

Кроме наклонной дальности, каждому элементу изображения РСА сопоставляется свое значение фазы принятого сигнала

$$\psi = \frac{4\pi}{\lambda} R_n,$$

где  $R_n = |\mathbf{R}_{КА} - \mathbf{R}_{П}|$  – модуль вектора наклонной дальности;  $\lambda$  – центральная длина волны излучаемого сигнала.

Комплексное значение фазы принятого сигнала от времени называют траекторным сигналом

$$C(t) = \exp\left(i \frac{4\pi}{\lambda} R(t)\right).$$

При фокусированном синтезе изображения для каждого пикселя (или группы пикселей) задается своя опорная функция, позволяющая осуществить свертку сигнала по азимуту

$$A(t) = \exp\left(i \frac{4\pi}{\lambda} R(t)\right).$$

Модуль наклонной дальности, входящей в опорную функцию, обычно представляют в виде степенного ряда вида

$$R_n(t) = R_c + \frac{\partial R}{\partial t}(t-t_c) + \frac{\partial^2 R}{\partial t^2} \frac{(t-t_c)^2}{2} + \dots + R^{(n)} \frac{(t-t_c)^n}{n!} + o(n),$$

где  $t_c$  – момент времени, когда радиальная проекция относительной скорости КА и элемента разрешения равна нулю;  $t - t_c \leq T_c$ ;

$R_c$  – дальность до элемента разрешения в момент  $t_c$ .

В этот момент времени элемент разрешения проходит на минимальном расстоянии от носителя РСА и скорость изменения фазы траекторного сигнала  $\dot{\psi}(t_c) = 0$ .

На практике ограничиваются разложением ряда  $R_n(t)$  до 2-3 степени.

Скорость изменения фазы принимаемого сигнала можно интерпретировать как изменение частоты принимаемого сигнала (доплеровского смещения частоты)

$$f_d = -\frac{1}{2\pi} \dot{\psi}(t),$$

тогда выражение для опорной функции зависит от постоянного сдвига фазы и изменения доплеровской частоты траекторного сигнала

$$A(t) = \exp\left(i \left( \frac{4\pi}{\lambda} R_c + 2\pi f_d(t) \right)\right),$$

$$\text{где } f_d(t) = f_{dc}(t-t_c) + f_R \frac{(t-t_c)^2}{2}.$$

Функцию  $f_{dc}$  называют доплеровским центроидом

$$f_{dc} = -\frac{2}{\lambda} \mathbf{V}_n \frac{\mathbf{R}}{|\mathbf{R}|}.$$

Коэффициент  $f_R$  определяет квадратичный набег фазы

$$f_R = \frac{2\mathbf{V}_n^2}{\lambda|\mathbf{R}|},$$

где в момент  $t_c$  определены следующие векторы:

$R_c = |\mathbf{R}| = |\mathbf{R}_{КА} - \mathbf{R}_{П}|$  – модуль вектора наклонной дальности;

$\mathbf{V}_{П} = \dot{\mathbf{R}}_{КА} - \dot{\mathbf{R}}_{П}$  – вектор путевой скорости КА;

$\dot{\mathbf{R}}_{КА}$  – вектор скорости КА;

$\dot{\mathbf{R}}_{П}$  – вектор скорости элемента разрешения (точки визирования).

Временной отсчет  $t_c$  в момент времени, когда доплеровская частота опорной функции равна нулю ( $\dot{\psi}(t_c) = 0$ ,  $t_{dc} = 0$ ), образует в пространстве плоскость визирования  $O \Omega_1 \Omega_2$ , нормальную к вектору путевой скорости КА (рисунок 1).

При движении по круговой орбите плоскость визирования проходит через центр Земли и радиус-вектор КА. Проведенная в этой плоскости окружность с радиусом  $R_n$  является волновым фронтом электромагнитной волны и определяет геометрическое место точек, где находится элемент разрешения. Плоскость визирования пересекает эллипсоид (геоид). Общие точки окружности и линии пересечения геоида с плоскостью соответствуют элементу разрешения (пикселю на РЛИ).

Радиолокационное изображение после фокусированного синтеза можно представить в виде матрицы отсчетов интенсивности сигнала  $\mathbf{I}_{m,n}$ , где  $m = \overline{1 \dots M}$  – номер отсчета в строке дальности;  $n = \overline{1 \dots N}$  – номер отсчета в столбце азимута.

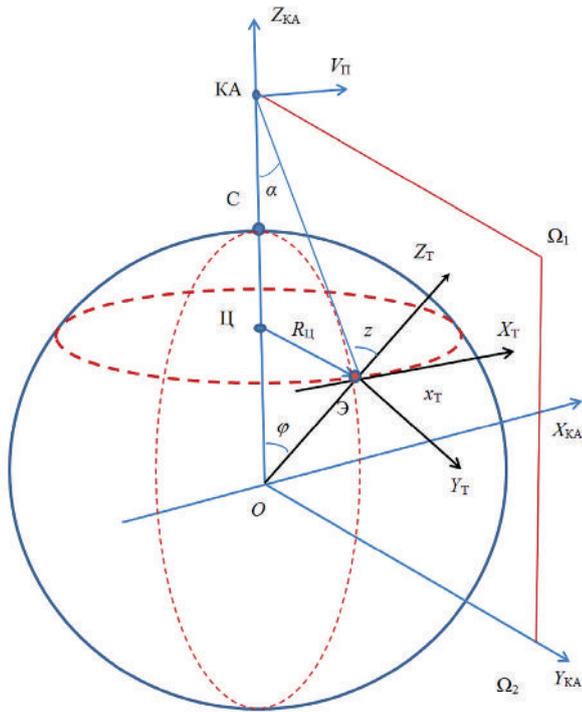
Прежде всего формируются строки дальности, затем азимута. Такая система координат называется радиолокационной системой координат.

Количество элементов строки по дальности определяется периодом повторения сигнала

$$M = T_{П} F_s,$$

где  $T_{П}$  – период повторения импульсов;  $F_s$  – частота дискретизации сигнала в аналогово-цифровом преобразователе.

Количество элементов столбца по азимуту определяется количеством импульсов на интервале синтеза апертуры



$\varphi$  – центральный угол;  
 $z$  – зенитный угол;  
 $\alpha$  – угол визирования;  
 $\Pi$  – центр окружности геометрического места точек;  
 $С$  – подспутниковая точка;  
 $\mathcal{E}$  – элемент разрешения.  
**рисунок 1.** Геометрия наблюдения элемента разрешения РСА в топоцентрической системе координат

$$N = \frac{T_c}{T_n},$$

где  $T_c$  – интервал времени синтеза изображения. Каждому пикселю сопоставляются два временных отсчета по азимуту и дальности соответственно

$$t_x = t_0 + T_n(n-1),$$

$$t_r = t_x + \frac{(m-1)}{F_s},$$

где  $t_0$  – время начала формирования изображения (первого пикселя в первой строке дальности).

В литературе  $t_r$  называют быстрым временем,  $t_x$  – медленным временем.

Дальность для элементов строки может быть вычислена с использованием выражения

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_0 - \frac{c}{2F_s}(m-1),$$

где  $\mathbf{R}_0$  – вектор наклонной дальности первого пикселя первой строки в момент  $t_0$ .

Каждому элементу изображения РСА сопоставляется значение наклонной дальности  $R_n$  и доплеровского центроида  $f_d$ . Для решения задачи координатной привязки система уравнений дополняется уравнением земного эллипсоида с учетом

местной высоты

$$\begin{cases} R_n = \left( (\mathbf{R}_{КА} - \mathbf{R}_\Pi)(\mathbf{R}_{КА} - \mathbf{R}_\Pi) \right)^{\frac{1}{2}}, \\ f_d = \frac{2\mathbf{V}_\Pi \mathbf{R}}{\lambda R_n}, \\ \frac{x_\Pi^2 + y_\Pi^2}{(a_e + h)^2} + \frac{z_\Pi^2}{(b_e + h)^2} = 1. \end{cases} \quad (1)$$

где  $a_e = 6378,147$  м – большая полуось Земного эллипсоида,

$b_e = 6356,752$  м – малая полуось Земного эллипсоида,

$h$  – высота элемента разрешения над эллипсоидом.

В работе (Frey O., 2004) без детализации методики указано, что решение системы уравнений (1) производится численным итеративным путем. Для анализа влияния погрешностей позиционирования КА в работе (Luo H.B., 2008) численно находятся частные производные в прямоугольной инерциальной системе координат, что не дает достаточно наглядного результата по оценке влияния отдельных составляющих ошибок.

Преобразуем систему координат и проведем численно-аналитический анализ влияния погрешностей определения орбиты КА на погрешность привязки радиолокационного изображения. На предварительных стадиях проектного анализа достаточно использование сферической модели Земли

$$R_n = \sqrt{(x_{КА} - x_\Pi)^2 + (y_{КА} - y_\Pi)^2 + (z_{КА} - z_\Pi)^2}; \quad (2)$$

$$f_d = -\frac{2}{\lambda R_n} \times (v_x(x_{КА} - x_\Pi) + v_y(y_{КА} - y_\Pi) + v_z(z_{КА} - z_\Pi)); \quad (3)$$

$$x_\Pi^2 + y_\Pi^2 + z_\Pi^2 = R_3^2, \quad (4)$$

где  $R_3 = a_e + h$ .

Для наглядного решения системы (1) зададим вектор состояния КА в топоцентрической системе координат  $\mathbf{R} = (x_{КА}, y_{КА}, z_{КА})^T$  (см. рисунок 1):

- ось  $OZ$  проходит через центр Земли и совпадает с радиус-вектором КА;
- ось  $OX$  проходит через центр Земли и направлена по вектору путевой скорости КА;
- ось  $OY$  проходит через центр Земли и лежит в плоскости, определенной доплеровским центроидом (ортогонально вектору путевой скорости КА).

Точность привязки будем проводить в целевой системе координат, связанной с наблюдаемым центром элемента разрешения  $\mathbf{R}_T = (x_T, y_T, z_T)^T$  (см. рисунок 1):

- ось  $OZ_T$  проходит через центр Земли и совпадает с радиус-вектором элемента разрешения;
- ось  $OX_T$  проходит через элемент разрешения и

направлена по вектору скорости КА;

- ось  $OY_T$  проходит через элемент разрешения и образована пересечением плоскости доплеровского центра и плоскости касательной к местному горизонту.

## 2. Методика оценки ошибок координатной привязки изображений радиолокатора с синтезированной апертурой

Проведем анализ влияния ошибок определения орбиты КА и знания рельефа на ошибки привязки радиолокационного изображения

$$\Delta \mathbf{R}_{КА} = (\Delta x_{КА}, \Delta y_{КА}, \Delta z_{КА})^T, \quad \Delta \mathbf{V} = (\Delta v_x, \Delta v_y, \Delta v_z)^T,$$

$$h = R_3 + \Delta h,$$

где  $\Delta x_{КА}, \Delta y_{КА}, \Delta z_{КА}, \Delta v_x, \Delta v_y, \Delta v_z$  – случайные величины, заданные функциями распределения.

Требуется найти отклонение элемента разрешения от номинального положения в целевой системе координат

$$\Delta \mathbf{R}_T = (\Delta x_T, \Delta y_T)^T,$$

где  $\Delta x_T$  – отклонение вдоль путевой скорости;  $\Delta y_T$  – отклонение по нормали к трассе КА.

Суть системы уравнений (1) основывается на свойствах волнового фронта (пересечение сферы равных дальностей и земного эллипсоида) и плоскости (в общем случае конуса) доплеровских скоростей. Учет геометрических свойств этих фигур позволяет получить наглядный результат по сравнению с прямым численным решением.

Используем тот факт, что совместное решение уравнений (2) и (4) определяет геометрическое место точек в виде окружности с центром  $z_{Ц}$ , лежащим на векторе соединяющем КА и центр Земли

$$z_{Ц} = R_3 \cos \varphi,$$

$$(x_{Ц} - x_{Ц})^2 + (y_{Ц} - y_{Ц})^2 = R_{Ц}^2,$$

где  $R_{Ц} = R_3 \sin \varphi$  – радиус окружности;

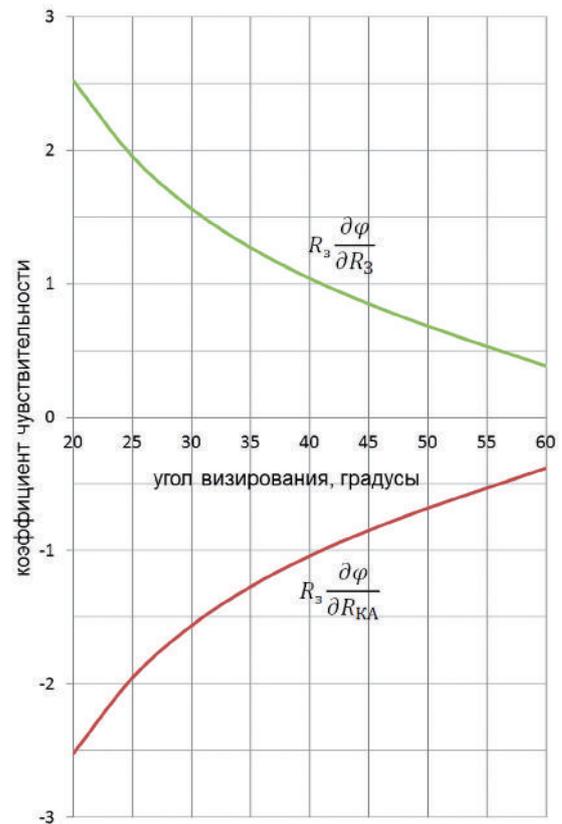
$$x_{Ц} = \Delta x_{КА} \frac{R_3}{R_{КА}} \quad \text{и} \quad y_{Ц} = \Delta y_{КА} \frac{R_3}{R_{КА}} \quad - \text{ координаты}$$

центра подспутниковой точки.

Уравнение (3) определяет плоскость  $O \Omega_1 \Omega_2$ , ориентация которой задается вектором путевой скорости КА. Центр элемента разрешения определяется пересечением плоскости  $O \Omega_1 \Omega_2$  и окружности  $R_{Ц}$ .

Таким образом, погрешность знания положения КА приводит к следующим основным смещениям наблюдаемого положения элемента разрешения:

- смещение подспутниковой точки приводит к смещению центра окружности  $R_{Ц}$  и соответствующему смещению элемента разрешения как по нормали  $\Delta y_1$ , так и вдоль трассы  $\Delta x_1$ ;
- погрешность абсолютного значения радиуса КА и высоты превышения рельефа  $h$  приводит измене-



рисунки 2. Зависимость коэффициентов чувствительности

ти  $R_3 \frac{\partial \varphi}{\partial R_{КА}}$  и  $R_3 \frac{\partial \varphi}{\partial R_3}$  от угла визирования

нию радиуса  $R_{Ц}$  и соответственно смещению элемента разрешения по нормали к трассе  $\Delta y_2 \approx R_3 \Delta \varphi$ ;

- погрешность знания вектора скорости КА приводит к повороту плоскости доплеровского центра и смещению элемента разрешения вдоль окружности по направлению вдоль трассы  $\Delta x_2$  (в литературе называется доплеровской миграцией).

Указанные условия математически записываются в виде следующих выражений:

$$\Delta x_T = \Delta x_1 + \Delta x_2; \quad (5)$$

$$\Delta y_T = \Delta y_1 + \Delta y_2, \quad (6)$$

где  $\Delta x_1 = \Delta x_{КА} \frac{R_3}{R_{КА}}$ ;  $\Delta x_2 = \frac{\Delta v_y}{|\mathbf{V}|} R_3 \sin \varphi$ ;

$$\Delta y_1 = \Delta y_{КА} \frac{R_3}{R_{КА}}; \quad \Delta y_2 = R_3 \frac{\delta \varphi}{\delta R_{КА}} \Delta R_{КА} + R_3 \frac{\delta \varphi}{\delta R_3} \Delta R_3.$$

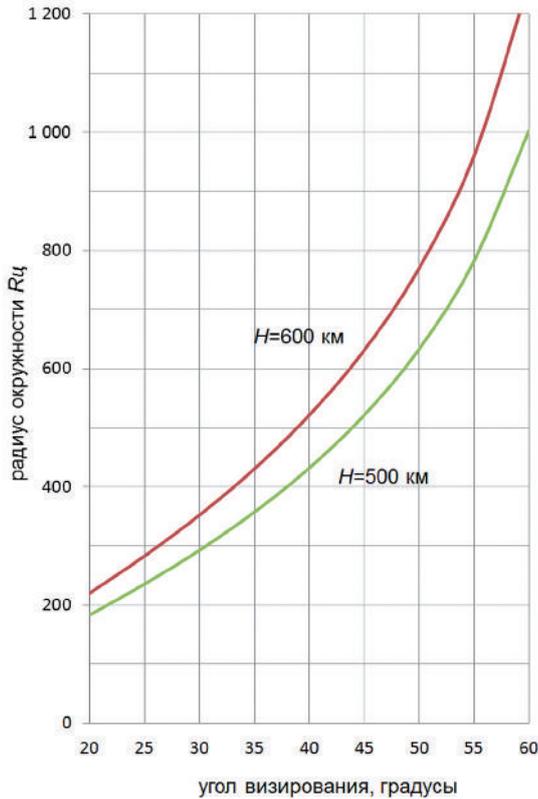
Учитывая, что  $\frac{R_3}{R_{КА}} \approx 0,9$ , принимаем  $\Delta x_1 \approx 0,9 \Delta x_{КА}$

и  $\Delta y_1 \approx 0,9 \Delta y_{КА}$ .

Наклонная дальность и углы наблюдения связаны с радиусом КА и радиусом Земли следующими соотношениями:

$$R_n^2 = R_{КА}^2 + R_3^2 - 2R_{КА} R_3 \cos \varphi;$$

$$\varphi = \frac{\pi}{2} - \arccos \left( \frac{R_{КА}}{R_3 + h} \sin(\alpha) \right) - \alpha;$$



**рисунок 3.** Зависимость радиуса  $R_{ц}$  от угла визирования для высот орбит 500-600 км

$$z = \varphi + \alpha ;$$

$$\varphi = \arccos \frac{R_{КА}^2 + R_3^2 - R_n^2}{2R_{КА}R_3} . \quad (7)$$

Для нахождения коэффициентов чувствительности  $\frac{\delta\varphi}{\delta R_{КА}}$  и  $\frac{\delta\varphi}{\delta R_3}$  продифференцируем (7), учитывая, что радиус волнового фронта  $R = \text{const}$

$$\frac{\partial\varphi}{\partial R_{КА}} = \left( \frac{R_{КА}^2 + R_3^2 - R_n^2}{R_{КА}^2 R_3} - \frac{2}{R_{КА}} \right) \times \left( 4 - \frac{(R_{КА}^2 + R_3^2 - R_n^2)^2}{R_{КА}^2 R_3^2} \right)^{-\frac{1}{2}} \quad (8)$$

$$\frac{\partial\varphi}{\partial R_3} = \left( \frac{R_{КА}^2 + R_3^2 - R_n^2}{R_{КА} R_3^2} - \frac{2}{R_3} \right) \times \left( 4 - \frac{(R_{КА}^2 + R_3^2 - R_n^2)^2}{R_{КА}^2 R_3^2} \right)^{-\frac{1}{2}} \quad (9)$$

Численный анализ показал, что зависимости (8) и (9) имеют разные знаки, но близки по абсолютной величине:  $\frac{\partial R_{КА}}{\partial R_3} \approx -1$  и соответственно

$$\frac{\partial\varphi}{\partial R_{КА}} \approx -\frac{\partial\varphi}{\partial R_3} .$$

При увеличении радиуса-вектора КА элемент разрешения приближается к трассе КА, а в случае увеличения высоты рельефа элемент разрешения удаляется от трассы КА.

Отклонения радиуса КА и высоты рельефа намного меньше наклонной дальности наблюдения  $\Delta R_{КА} = R_n$  и  $\Delta h = R_n$  поэтому зависимости (5) и (6) достаточно точно аппроксимируются функцией, обратной тангенсу зенитного угла КА для элемента разрешения

$$R_3 \frac{\partial\phi}{\partial R_{КА}} \approx -\tan(z)^{-1} ; \quad (10)$$

$$R_3 \frac{\partial\phi}{\partial R_3} \approx -\tan(z)^{-1} . \quad (11)$$

Графики зависимостей (10) и (11) приведены на рисунке 2. На рисунке 3 приведена зависимость радиуса  $R_{ц}$  от угла визирования в диапазоне высот 500-600 км.

Подставляя приближенные зависимости (10) и (11) в (5) и (6), получим следующие выражения:

$$\Delta x_T = \Delta x_{КА} + \frac{\Delta v_y}{|V|} R_3 \sin\varphi ; \quad (12)$$

$$\Delta y_T = \Delta y_{КА} + \tan(z)^{-1} \Delta h - \tan(z) \Delta R_{КА} , \quad (13)$$

$$\text{где } \Delta R_{КА} = \sqrt{\Delta x_{КА}^2 + \Delta y_{КА}^2 + (\Delta z_{КА} + R_{КА}^2 - R_{КА})} .$$

Выражения (12), (13) удобно применять для предварительного анализа требований к точности знания положения и скорости КА на орбите.

### 3. Статистическая оценка качества координатной привязки

Проведем статистический анализ ошибок координатной привязки методом Монте-Карло. В диапазоне высот 500-600 км зависимость  $R_{ц}$  от угла визирования примерно постоянна, тогда, подставляя численные значения, получим упрощенные выражения ошибок:

- для угла визирования  $20^\circ$

$$\Delta x_T \approx 0,9\Delta x_{КА} + 30\Delta v_y ,$$

$$\Delta y_T \approx 0,9\Delta y_{КА} + 2,5\Delta h - 2,5\Delta R_{КА} ;$$

- для угла визирования  $55^\circ$

$$\Delta x_T \approx 0,9\Delta x_{КА} + 100\Delta v_y ,$$

$$\Delta y_T \approx 0,9\Delta y_{КА} + 0,5\Delta h - 0,5\Delta R_{КА} .$$

Предположим, что погрешность знания положения и вектора скорости КА задается независимыми случайными величинами с нормальным распределением и нулевым математическим ожиданием

$$\Delta h = N(0, \sigma_h) , \quad \Delta x_{КА} = N(0, \sigma_x) , \quad \Delta y_{КА} = N(0, \sigma_y) , \\ \Delta z_{КА} = N(0, \sigma_z) , \quad \Delta v_x = N(0, \sigma_{vx}) , \quad \Delta v_y = N(0, \sigma_{vy}) , \\ \Delta v_z = N(0, \sigma_{vz}) ,$$

где  $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$  — среднеквадратическое отклонение положения КА;

$\sigma_{vx}, \sigma_{vy}, \sigma_{vz}$  — среднеквадратическое отклонение скорости КА;

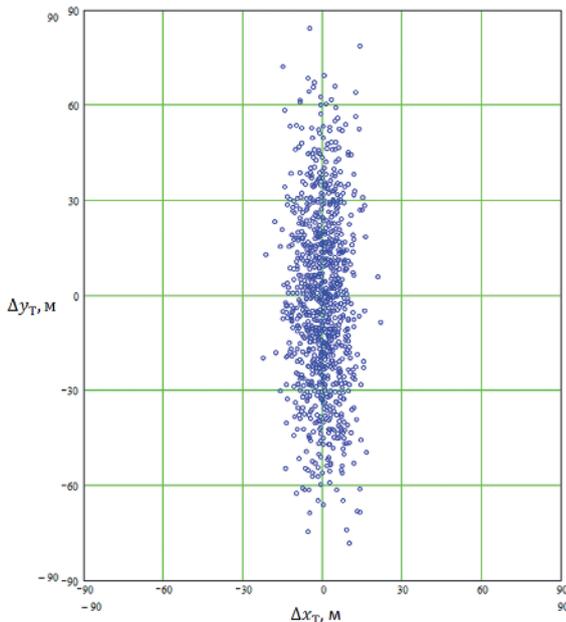
$\sigma_h$  — среднеквадратическое отклонение

высоты рельефа.

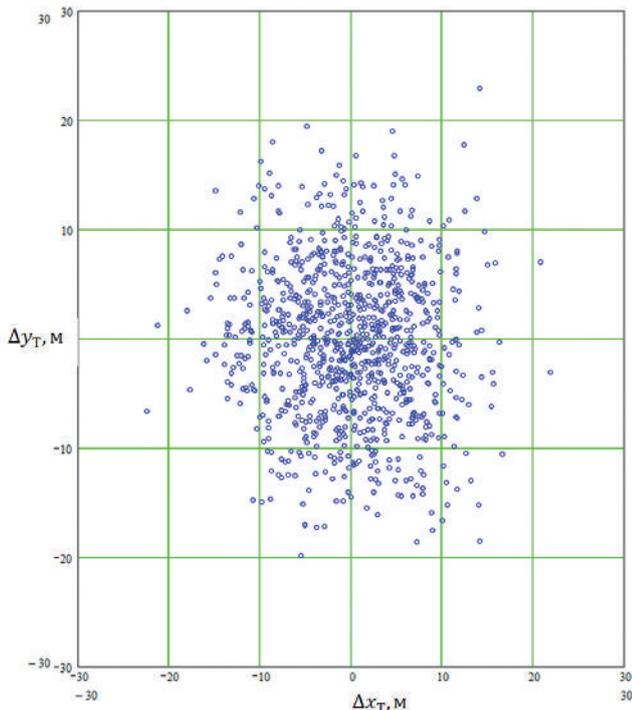
Рассмотрим типовой случай ошибок определения координат КА и рельефа

$$\sigma_x = \sigma_y = \sigma_z = 5 \text{ м}, \sigma_{v_x} = \sigma_{v_y} = \sigma_{v_z} = 0,05 \text{ м/с} \text{ и } \sigma_h = 10 \text{ м}.$$

Множество реализаций ошибок координатной привязки при угле визирования  $20^\circ$  и  $55^\circ$  показано на рисунках 4 и 5. В результате оценены среднеквадратические отклонения ошибок координатной привязки для  $20^\circ$ :  $\sigma_{x_T} = 7 \text{ м}$  и  $\sigma_{y_T} = 28 \text{ м}$ ; для  $55^\circ$ :  $\sigma_{x_T} = 6 \text{ м}$  и  $\sigma_{y_T} = 7 \text{ м}$  соответственно.



**рисунок 4.** Множество реализаций ошибок координатной привязки при  $\sigma_{xyz} = 5 \text{ м}$ ,  $\sigma_v = 0,05 \text{ м/с}$ ,  $\sigma_h = 10 \text{ м}$  при угле визирования  $20^\circ$



**рисунок 5.** Множество реализаций ошибок координатной привязки при  $\sigma_{xyz} = 5 \text{ м}$ ,  $\sigma_v = 0,05 \text{ м/с}$ ,  $\sigma_h = 10 \text{ м}$  при угле визирования  $55^\circ$

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана математическая модель и численно-аналитическая методика оценки ошибок координатной привязки изображения космического радиолокатора синтезированной апертуры. Показано, что наибольшее влияние на ошибки привязки оказывают ошибки знания радиус-вектора КА и рельефа местности. Ошибки знания боковой скорости КА сказываются только при больших углах визирования.

Наиболее значительно влияние ошибки знания положения КА и рельефа при малых углах визирования от  $20^\circ$  до  $40^\circ$ . Ошибки координатной привязки в этом случае в три раза хуже. Рекомендуется проводить съемки с высокими требованиями к точности определения координат при углах визирования более  $40^\circ$ . В этом случае для достижения ошибок координатной привязки, соизмеримых с геометрическим разрешением РСА, ошибки знания рельефа местности должны быть примерно равны геометрическому разрешению, а ошибка определения координат КА не более ошибки знания рельефа местности.

Для типовых ошибок определения положения КА 5 м по координате и 50 мм/с по скорости, при знании ошибок рельефа 10 м, погрешность определения координат на углах визирования более  $40^\circ$  составит 10 м, что вполне достаточно для маршрутного режима работы РСА с геометрическим разрешением 10-30 м.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования / Под. ред. В.С. Вербы. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.

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

Ефанов В.В., Семункина В.И. Выбор типа орбит космических систем оптико-электронного наблюдения // Полет, 2008. № 3. С. 12-17.

Дарных В.В., Ефанов В.В., Занин К.А., Малышев В.В. Синтез информационного тракта при планировании целевого функционирования космических систем наблюдения по критериям качества // Известия РАН. Теория и системы управления, 2010. № 4. С. 99.

Darnopykh V.V., Efanov V.V., Zanin K.A., Malychev V.V. Synthesis of an information channel in planning goal functioning of space remote sensing systems according to quality criteria // Journal of Computer and System Sciences International, 2010. V. 49, № 4. P. 607-614.

Frey O., Meier E., Nüesch D., Roth A. Geometric Error Budget Analysis for TerraSAR-X // Processing of the EUSAR 2004 Conference, Ulm, 2004, Germany.

Luo H.B., He X.F., He M. Analyzing on pixel positioning accuracy of SAR imaging based on R-D location model // BEIJING ISPRS, 2008.

Статья поступила в редакцию 14.06.2013 г.

## АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ МАРСА ПО ПРОЕКТУ «ЭКЗОМАРС»



**М.М. Голомазов,**  
профессор, доктор физико-  
математических наук,  
Институт автоматизации  
проектирования РАН,  
Россия, г. Москва,  
mmg@icad.org.ru;  
**M.M. Golomazov**

*В статье описано математическое обеспечение для расчета аэродинамики и траектории полета спускаемых аппаратов (СА), входящих из космоса в атмосферу Марса. Исследованы аэродинамические коэффициенты СА сегментальной и конической формы в широком диапазоне изменения условий входа в атмосферу. Приведено сравнение результатов расчета аэродинамических характеристик СА проекта «ЭкзоМарс» с данными испытаний моделей в аэродинамических трубах.*

*Ключевые слова:*

*математическая модель;  
спускаемый аппарат;  
аэродинамические характеристики;  
траектория спуска;  
равновесные и неравновесные физико-химические процессы.*

### ВВЕДЕНИЕ

Ряд проектируемых космических систем для исследования Марса имеют в своем составе спускаемые аппараты (СА) для доставки полезной нагрузки на поверхность планеты (Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B., 2011; Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2009; Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., 2006). При создании СА значительное внимание уделяется выбору его формы, определению её аэродинамических характеристик, тепловой нагрузки и конструкционных параметров тепловой защиты, обеспечивающих безопасный спуск СА, а также прогноз района его посадки. Для этого используются как экспериментальные, так и

## AERODYNAMIC DESIGN OF DESCENT VEHICLE IN THE MARTIAN ATMOSPHERE UNDER «EXOMARS» PROJECT



**В.С. Финченко,**  
доктор технических наук,  
ФГУП «НПО  
им. С.А. Лавочкина»,  
Россия, Московская область,  
г. Химки,  
finval@migmil.ru;  
**V.S. Finchenko**

*The article considers mathematical support to calculate aerodynamics and flight trajectory of descent vehicles (DV) during entry into the Martian atmosphere. The study of segmental and conical-shaped DV's aerodynamics is given under various re-entry conditions. The article presents comparison of calculation results of DV's aerodynamic properties against the test data of its models' wind tunnels testing.*

*Key words:*

*mathematical model;  
descent vehicle;  
aerodynamic properties;  
descent trajectory;  
equilibrium and non-equilibrium physical-chemical processes.*

теоретические методы исследований. Теоретические методы играют решающую роль на тех участках траектории движения СА, где затруднительно или невозможно в рамках наземного эксперимента воспроизвести или смоделировать реальные условия обтекания СА. При этом используются методы, математические модели которых наиболее точно описывают течение газа и учитывают особенности протекания реальных физико-химических процессов в высокотемпературном ударном слое перед лобовой поверхностью СА. Для определения адекватного состава смеси газов и системы уравнений химической кинетики можно использовать, например, результаты исследования реакций в

равновесно диссоциирующем углекислом газе (Голомазов М.М., 2005), которые показали, что в диапазонах температуры  $T=300-7000$  К и давления  $p=0.001-0.1$  атм в ударном слое, соответствующих траекторным параметрам при торможении СА в атмосфере Марса, протекает в основном реакция диссоциации  $\text{CO}_2=\text{CO}+\text{O}$ . Процесс диссоциации  $\text{CO}_2$  начинается при температуре  $T=1500$  К при всех значениях указанного диапазона давления. При этом пороговая температура полной диссоциации молекул  $\text{CO}_2$  в значительной степени зависит от величины давления, изменяясь от 3000 К для  $p=0.001$  атм до 4000 К для  $p=0.1$  атм. Увеличение давления приводит к замедлению реакций диссоциации и сдвигу кривых концентраций компонентов в область высоких температур. Далее полагается, что атмосфера Марса состоит из 100% углекислого газа –  $\text{CO}_2$ .

## 1. Система уравнений газовой динамики

Стационарное течение в ударном слое между отошедшей ударной волной и поверхностью СА с необходимой точностью описывается системой уравнений газовой динамики

$$\begin{aligned}(\rho \mathbf{V}, \nabla) \mathbf{V} + \nabla p &= 0, \\ \nabla(\rho \mathbf{V}) &= 0,\end{aligned}\quad (1)$$

и химической кинетики

$$\mathbf{V} \nabla y_i = w_i(p, T, y_i), \quad (i=1, \dots, n-2), \quad (2)$$

где  $\mathbf{V}$  – вектор скорости;

$\rho, p$  – плотность и давление газа;

$V^2/2 + H = (V^2/2 + H)_\infty$  – уравнение энергии;

$$p = \frac{\rho R T}{\mu} \quad \text{– уравнение состояния};$$

$H$  – энтальпия;

$T$  – температура;

$\mu$  – молекулярный вес смеси газов;

$y_i$  – мольно-объемные концентрации компонентов;

$w_i$  – скорость изменения концентрации  $i$ -го компонента смеси газов;

$n$  – число компонентов смеси газа.

Системы уравнений (1) и (2) решаются совместно при определенных граничных условиях на ударной волне и начальных условиях для уравнений химической кинетики (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2012).

Граничные условия на ударной волне

$$\begin{aligned}(\rho \mathbf{Vn})_s &= (\rho \mathbf{Vn})_\infty, \\ (\mathbf{Vt})_s &= (\mathbf{Vt})_\infty, \\ (p + \rho(\mathbf{Vn})^2)_s &= (p + \rho(\mathbf{Vn})^2)_\infty, \\ (H + \mathbf{V}\mathbf{V}/2)_s &= (H + \mathbf{V}\mathbf{V}/2)_\infty,\end{aligned}$$

здесь  $\mathbf{n}$  и  $\mathbf{t}$  – единичные векторы нормали и касательной к ударной волне. Индекс  $\infty$  относится к величинам перед ударной волной, индекс  $s$  – к величинам за ударной волной.

Начальные условия для уравнений химической кинетики определяют исходя из постулированных процессов в смеси газов при переходе через ударную

волну. Обычно рассматриваются два предельных условия: в неравновесном случае – сохранение состава, в равновесном случае – решение уравнений Гульдберга-Вааге для соответствующих  $m$  реакций диссоциации

$$\prod_{i=1}^n p_i^{v_{ij}} = K_{pj}(T), \quad j=1, \dots, m,$$

где  $p_i$  – парциальное давление  $i$ -го компонента смеси газа;  $v_{ij}$  – стехиометрический коэффициент  $i$ -го компонента в  $j$ -й реакции;  $K_{pj}$  – константа равновесия для  $j$ -й реакции. Для равновесных реакций вместо расчета состава газа используют табличные значения параметров  $\rho = \rho(p, T)$  и  $H = H(p, T)$ .

Кроме того, принимаются условия:

– на поверхности тела скалярное произведение  $\mathbf{Vn} = 0$ , здесь  $\mathbf{n}$  – вектор нормали к поверхности СА;

– на предельной характеристической поверхности – условие непрерывности  $\frac{\partial V}{\partial n}$ , где  $\mathbf{n}$  – вектор нормали к характеристической поверхности.

Такая постановка краевой задачи обеспечивает условие существования и единственности решения уравнений смешанного типа, какими являются уравнения газовой динамики (Трикоми Ф., 1947).

## 2. Расчет аэродинамических характеристик спускаемого аппарата

Аэродинамические силы и моменты, действующие на СА, в модуле расчета аэродинамических характеристик вычисляются следующим образом:

$$\mathbf{F} = \iint_{\Sigma} p \mathbf{n} ds, \quad \mathbf{M} = \iint_{\Sigma} [\mathbf{F} \times \mathbf{r}] ds,$$

где  $\mathbf{F}$  и  $\mathbf{M}$  – векторы аэродинамической силы и момента;  $p$  – давление на поверхности аппарата;  $\mathbf{n}$  – нормаль к его поверхности;  $\Sigma$  – площадь поверхности аппарата;  $\mathbf{r}$  – радиус-вектор точки на поверхности СА, отнесенный к характерному линейному размеру (диаметру СА).

Так как далее рассматриваются СА, имеющие осевую симметрию, то в расчетах траектории спуска используются безразмерные коэффициенты аэродинамических сил сопротивления  $c_x = \iint_{\Sigma} p \cos(n, x) ds$  и подъемной силы  $c_y = \iint_{\Sigma} p \cos(n, y) ds$ . Давление  $p$  отнесено к скоростному напору, а элемент поверхности  $ds$  – к площади миделевого сечения СА. Для расчета колебаний аппарата при спуске относительно центра масс вычисляется коэффициент поперечного момента (тангажа)

$$m_z = \iint_{\Sigma} [p \cos(n, x) y - p \cos(n, y) x] ds.$$

Площадь поверхности  $\Sigma$  СА складывается из двух частей: площади лобовой поверхности  $\Sigma_1$  и донной –  $\Sigma_2$ . Давление на лобовую поверхность составляет главную часть аэродинамической силы и намного превышает вклад донной части, так как донное давление при гиперзвуковых скоростях полета на порядки меньше лобового. Тогда при вычислении коэффициентов силы и момента можно полагать, что воспринимающей давление поверхностью СА является только  $\Sigma_1$ , т.е. при этом  $\Sigma = \Sigma_1$ .

При малых сверхзвуковых скоростях полета СА малого удлинения с плоской задней частью донное давление принимается постоянным на всей поверхности. В этом случае для коэффициента сопротивления вводится поправка

$$\Delta c_x = -2p_{\text{дон}} / \rho_{\infty} V_{\infty}^2.$$

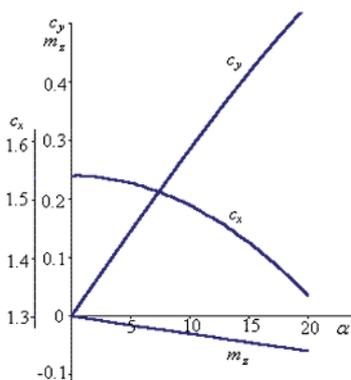
Все спускаемые аппараты, успешно выполнившие посадку на поверхность Марса, имели коническую лобовую поверхность, затупленную по сфере. Для эффективного снижения скорости СА необходимо стремиться, чтобы аэродинамическое сопротивление имело как можно большую величину. Поэтому выбирать конус целесообразно с достаточно большим углом раствора. Так, для отечественных СА серии «Марс» этот угол выбирался равным  $120^\circ$ , а для американских СА Viking Lander, Mars Exploration Rover (MER), Mars Pathfinder (MPF), MSL (Mars Science Laboratory) и др. –  $140^\circ$ .

В качестве лобового экрана СА проекта «ЭкзоМарс» также выбран конус с углом раствора  $140^\circ$ . Выбор такой формы лобового экрана, кроме потребности в достаточно высоком значении коэффициента аэродинамического сопротивления, продиктован необходимостью обеспечения нужного запаса статической устойчивости аппарата.

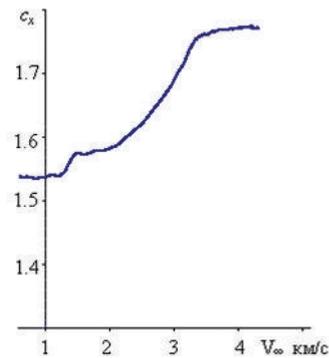
Для расчета аэродинамических коэффициентов десантного модуля (ДМ) проекта «ЭкзоМарс» использован пакет программ (Голомазов М.М., Финченко В.С. и др., 2011).

На рисунке 1 представлены результаты расчета зависимости аэродинамических характеристик ДМ проекта «ЭкзоМарс» (коэффициентов сопротивления  $c_x$ , нормальной силы  $c_y$  и поперечного момента  $m_z$ ) от угла атаки  $\alpha$  для скорости набегающего потока  $V_{\infty}=800$  м/с (число Маха  $M_{\infty}=3.55$ ), давления набегающего потока  $p=100$  Па, температуры  $T=200$  К, когда в ударном слое отсутствуют физико-химические процессы и газ принимается совершенным.

При увеличении скорости набегающего газового потока физико-химические процессы, протекающие в ударном слое, приводят, как это видно из рисунка 2, к значительному возрастанию коэффициента сопротивления от  $c_x=1.54$  при скорости около 1 км/с до



**рисунк 1.** Зависимости аэродинамических коэффициентов СА проекта «ЭкзоМарс» от угла атаки при обтекании совершенным газом в отсутствие физико-химических процессов ( $M=3.55$ ;  $V=800$  м/с;  $p=100$  Па;  $T=200$  К)

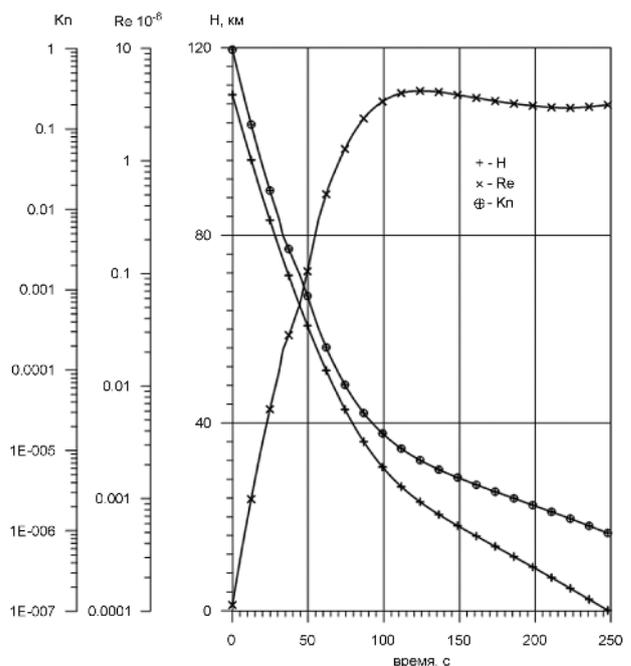


**рисунк 2.** Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления СА проекта «ЭкзоМарс» от скорости газового потока

$c_x=1.78$  при  $V_{\infty}>3.2$  км/с. Эти результаты получены в предположении о равновесности физико-химических процессов в ударном слое.

В проведенных далее расчетах обтекания СА проекта «ЭкзоМарс» использованы различные модели химических реакций в смеси газов за ударной волной, исходя из условий в набегающем потоке по траектории торможения в атмосфере Марса.

В верхних слоях атмосферы из-за разреженности газа (большие значения числа Кнудсена) могут создаваться условия для неравновесных процессов, но большой характерный размер аппарата (диаметр СА – 3.8 м) и высокая скорость движения СА (около 6.1 км/с) значительно уменьшают временную протяженность этого участка траектории. Кроме того, в условиях разреженной атмосферы силовое и тепловое воздействие на поверхность СА весьма незначительно. Учет силового воздействия при прохождении



**рисунк 3.** Высота  $H$ , числа  $Re$  и  $Kn$  для траектории спуска СА проекта «ЭкзоМарс» (начальные условия входа СА в атмосферу Марса: масса СА  $m_e=2150$  кг, высота  $H_e=110$  км, скорость  $V_e=6.1$  км/с, угол входа  $\theta_e=-11^\circ$ )

СА этого участка спуска уточняет траекторные параметры полета (скорость и высоту, на которой она достигается). Кратковременное же тепловое воздействие потока на поверхность СА не оказывает заметного влияния на параметры её тепловой защиты, определяемые в основном по тепловой нагрузке при спуске на участке обтекания сплошной средой.

В соответствии с рисунком 3, на котором приведены рассчитанные значения чисел Рейнольдса  $Re$  и Кнудсена  $Kn$  для траектории спуска ( $H=H(t)$ ;  $t$  – время, с) СА проекта «ЭкзоМарс», свободномолекулярный режим обтекания СА реализуется на высотах выше 94 км ( $Kn > 0.1$ ), переходный режим распространяется от этой высоты до 80 км ( $0.1 > Kn > 0.01$ ). От высоты 80 км и ниже, где  $Kn < 0.01$ , реализуется обтекание СА сплошной средой.

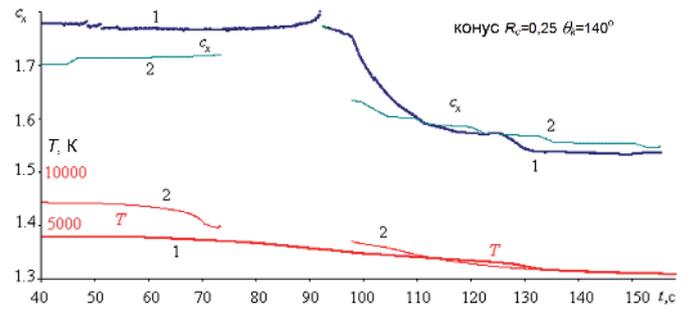
### 3. Исследование влияния химических процессов в ударном слое на аэротермодинамику СА проекта «ЭкзоМарс» по траектории спуска

В расчетах траектории СА проекта «ЭкзоМарс» условия в набегающем потоке определяются по номинальной атмосфере Марса стандарта MARSGRAM-91. Начальные условия входа в атмосферу заданы на высоте 100 км: скорость  $V=5.8$  км/с, угол наклона вектора скорости к местному горизонту  $\theta=12^\circ$ . Движение рассчитывается по баллистической траектории. Из-за разреженности атмосферы на этой высоте скорость СА сначала подрастает в течение 35 с до величины  $V=5.819$  км/с, и только при  $t > 35$  с начинается торможение СА. В связи с этим расчеты аэротермодинамики СА выполнены с момента времени  $t=40$  с, когда скорость  $V=5.817$  км/с, высота –  $H=66.4$  км и  $\theta=9.6^\circ$ .

На рисунке 4 приведены результаты расчета обтекания СА проекта «ЭкзоМарс» по траектории спуска с момента времени  $t=40$  с до  $t=160$  с, когда скорость снижается до 645 м/с на высоте 9.56 км. Расчеты выполнены как для равновесного (кривые 1), так и неравновесного (кривые 2) газа. На начальном участке заметно значительное различие величин коэффициента сопротивления  $c_x$  и температуры  $T$  в точке торможения в равновесных и неравновесных состояниях газа.

Расчет обтекания СА проведен во всех точках траектории с шагом  $\delta t=0.1$  с. Разрыв зависимостей величин  $c_x$  и  $T$  для неравновесного случая с  $t=73$  с до  $t=98$  с, наблюдаемый на рисунке 4, связан с неустойчивым счетом уравнений химической кинетики, так как константы скорости химических реакций велики при данных температурах ( $T \sim 5000$  К), а смесь газов в ударном слое стремится к равновесному составу.

В равновесном случае определенные трудности в расчете обтекания СА возникали в окрестности точки траектории  $t=92$  с, когда звуковая точка на теле переходит с конической части на поверхность закругления донной кромки СА. При  $t > 92$  с происходит уменьшение коэффициента сопротивления  $c_x$ , причем



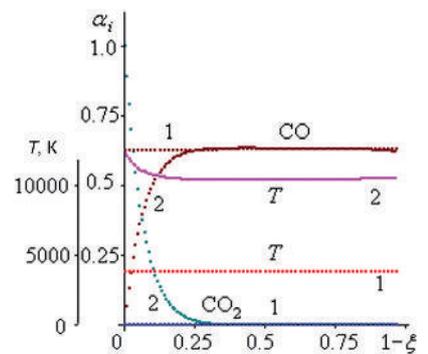
1 – равновесный газ; 2 – неравновесный газ.

**рисунк 4.** Изменение коэффициента сопротивления  $c_x$  и температуры торможения  $T$  вдоль траектории спуска СА проекта «ЭкзоМарс»

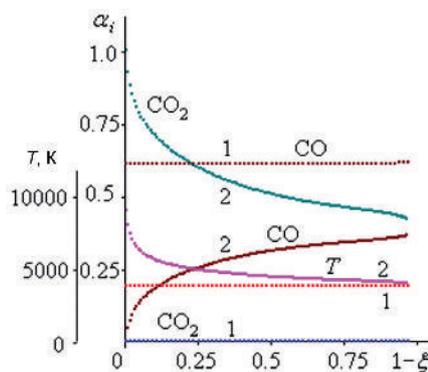
значения  $c_x$  и температуры торможения  $T$  для равновесного и неравновесного случая сближаются, а после  $t=110$  с они практически совпадают. Наибольшие различия в значениях  $c_x$  и температуры торможения  $T$  достигают величины 0.08 для  $c_x$  и 4000 К для  $T$  при  $t=40$  с.

Возможная погрешность 0.08 коэффициента лобового сопротивления  $c_x$  составляет менее 5% и находится в пределах точности расчетных и экспериментальных данных, что практически не влияет на траекторные параметры СА в верхних слоях атмосферы. Поэтому больший интерес представляет вопрос о распределении термодинамических и газодинамических функций внутри ударного слоя в точке траектории  $t=34$  с.

На рисунке 5 приведено расчетное распределение температуры и концентрации компонентов  $CO_2$  и  $CO$



**а**



**б**

1 – равновесный газ; 2 – неравновесный газ.

**рисунк 5.** Распределение температуры и концентраций на нулевой линии тока (а) и на граничном луче (б)

вдоль нулевой линии тока (рисунок 5а) и на граничном луче (рисунок 5б) для равновесного и неравновесного случаев при  $t=34$  с, когда скорость СА имеет максимальное значение. Неравновесные концентрации компонентов отличаются от равновесных в узком слое около ударной волны. В равновесном случае газ состоит из СО и О. Такой же состав смеси и в неравновесном случае при  $0 < \zeta < 0.75$  ( $\zeta$  – относительный отход ударной волны от поверхности СА). Равновесная температура изменяется незначительно вдоль нулевой линии тока и равна 3935 К. Неравновесная температура резко снижается от 12355 К до 10450 К в узком слое около ударной волны и затем повышается до 10580 К в точке торможения потока.

На замыкающем граничном луче, лежащем в сверхзвуковой области, узкий градиентный слой за ударной волной не определяет полное изменение температуры и концентраций в ударном слое. Температура в градиентном слое понижается от  $T=9096$  К до  $T=4960$  К, а затем плавно приближается к равновесному значению  $T=3400$  К. Концентрация  $\text{CO}_2$  также изменяется на всем замыкающем луче, но не достигает равновесного значения. Величина концентрации  $\text{CO}_2$  на теле  $\alpha_{\text{CO}_2}=0.43$ , т.е. химические реакции в окрестности замыкающей границы протекают неравновесным образом.

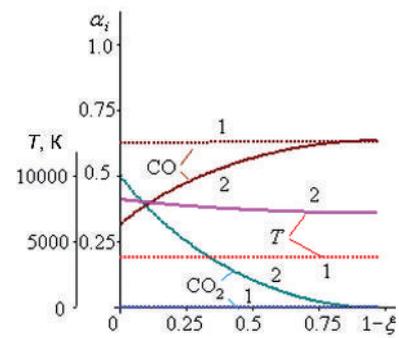
Граничное условие сохранения концентрации  $\text{CO}_2$  на ударной волне в неравновесном случае приводит к образованию тонкого слоя с большими градиентами концентраций и температуры и значительному отличию неравновесной температуры от равновесной во всей области течения.

На рисунках 6 и 7 приведено распределение температуры и концентраций на нулевой линии тока и на граничном луче, соответственно при задании концентрации  $\text{CO}_2$  за ударной волной  $\alpha=0.5$  при  $t=34$  с. Нанесены результаты расчета для равновесного газа. Температура за прямым скачком снизилась до  $T=8260$  К, а в точке торможения до 7200 К и значительно превышает равновесную температуру. Концентрации  $\text{CO}_2$  и СО от заданных значений на ударной волне достигают равновесных значений при равновесной температуре на теле. На замыкающем луче неравновесная температура за скачком понизилась до  $T=5500$  К и сравнительно мало отличается от равновесного значения  $T=3400$  К во всем ударном слое. Концентрации  $\text{CO}_2$  и СО заметно отличаются от равновесных значений и не достигают их на поверхности тела.

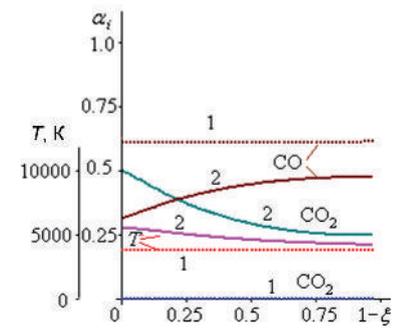
Таким образом, задание адекватных начальных условий для концентраций устраняет градиентный слой за ударной волной, понижает неравновесную температуру газа в ударном слое и существенно облегчает численный расчет по траектории.

На рисунке 8 представлены физические картины обтекания СА проекта «ЭкзоМарс» в точке траектории  $t=34$  с для различных начальных условий для концентрации:  $\alpha_{\text{CO}_2}=1, 0.75, 0.5$  и равновесного газа.

На рисунке 8 красным цветом показаны ударные волны, синим – звуковые линии, что звуковые точки на теле в неравновесных расчетах лежат выше точки

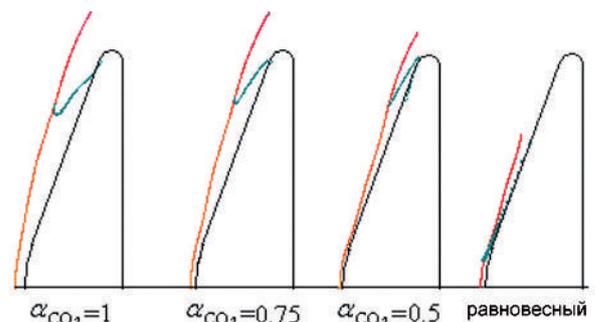


**1** – равновесный газ; **2** – неравновесный газ.  
**рисунок 6.** Распределение температуры и концентраций вдоль нулевой линии тока,  $\alpha_{\text{CO}_2}=0.5$



**1** – равновесный газ; **2** – неравновесный газ.  
**рисунок 7.** Распределение температуры и концентраций на граничном луче,  $\alpha_{\text{CO}_2}=0.5$

сопряжения конической поверхности с закруглением донной кромки СА, а в равновесном случае – на конической поверхности. Минимальная область смешанного течения для неравновесного газа существенно превосходит зону для случая равновесного. Это различие в размере минимальной области и положении звуковой точки на теле сохраняется на всем участке траектории от  $t=34$  с до  $t=92$  с. При  $t>92$  с звуковая точка на теле в равновесном случае переходит на тороидальное закругление донной кромки СА. При  $t=34$  с в неравновесном случае наличие градиентного слоя за ударной волной для  $\alpha_{\text{CO}_2}=1$  и  $0.75$  приводит к немонотонному изменению формы звуковой линии, тогда как для  $\alpha_{\text{CO}_2}=0.5$  и равновесного газа звуковая линия от ударной волны к телу приближается, возрастая монотонно. Отход ударной волны  $\zeta$  уменьшается от 10.21 см при  $\alpha_{\text{CO}_2}=1$  до 3.966 см при



**рисунок 8.** Физическая картина обтекания СА проекта «ЭкзоМарс» для начальных условий  $\alpha_{\text{CO}_2}=1, 0.75, 0.5$  и равновесного газа

$\alpha_{\text{CO}_2}=0.5$ , и в равновесном случае равен 3.627 см.

Таким образом, неравновесные химические реакции протекают в ударном слое на начальном участке траектории до момента времени  $t=70$  с. При адекватном задании граничных условий для концентраций на ударной волне разница в равновесных и неравновесных температурах существенно снижается, а погрешность в отходах ударной волны составляет менее 10%. Учитывая, что численный расчет неравновесного течения неустойчив, исследование аэродинамики СА проекта «ЭкзоМарс» следует проводить для равновесных физико-химических процессов.

В таблице 1 представлены результаты сравнения проведенных в настоящей статье расчетов с результатами решения уравнений Навье-Стокса (Edquist K.T., Desai P.N. et al.) и данными экспериментальных исследований (Blake W.W., 1970), выполненных при числах Маха 6 и 10.0.

**таблица 1** – Сравнение расчетных и экспериментальных результатов

число Маха, $M$	коэффициент аэродинамического сопротивления, $c_x$		
	настоящая статья	Karl T. Equist	Blake W.W.
3.55	1.54	1.55	–
6.0	1.58	1.60	1.615
10.0	1.60	1.62	1.62
16.0	1.70	1.68	–
23.0	1.78	1.71	–

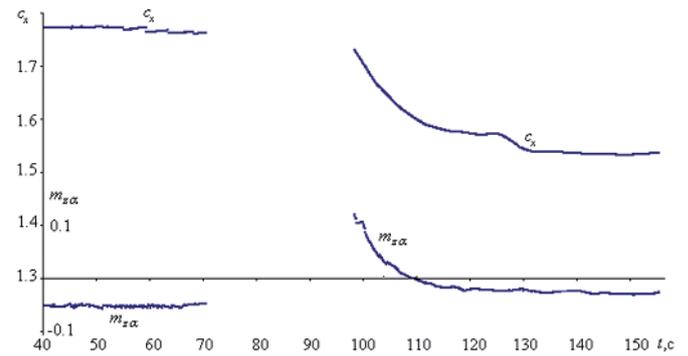
Анализ приведенных в таблице 1 данных свидетельствует о достаточно хорошем совпадении результатов. Более заметное отличие при числе Маха  $M \geq 16$  можно объяснить протеканием в реальных условиях спуска СА неравновесных физико-химических процессов.

#### 4. О некоторых особенностях аэротермодинамики СА с конической и сегментальной лобовой поверхностью

В результате проведенных расчетных исследований выявлены некоторые особенности аэротермодинамики СА с конической и сегментальной лобовой поверхностью.

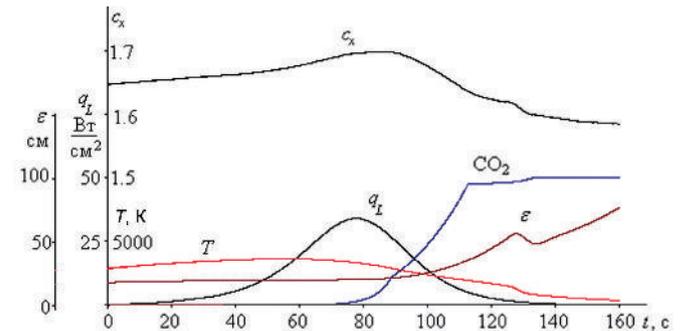
На рисунке 9 приведены зависимости коэффициента лобового сопротивления  $c_x$  и производной по углу атаки от момента тангажа  $m_z^\alpha$  по траектории полета СА с коническим лобовым экраном, имеющим угол раствора  $140^\circ$ , при балансировочном угле атаки  $\alpha=0$ . Видно, что на начальном участке полета СА до момента времени  $t=70$  с коэффициент  $m_z^\alpha < 0$ , что свидетельствует о статической устойчивости аппарата. При  $70 < t < 100$  с расчет обтекания СА под углом атаки по разработанной здесь методике затруднен из-за перемещения звуковой точки по конической поверхности, а при  $100 < t < 110$  с величина  $m_z^\alpha$  оказывается положительной, т.е. СА становится на некотором временном

участке траектории статически неустойчивым на балансировочном угле атаки  $\alpha=0$ .



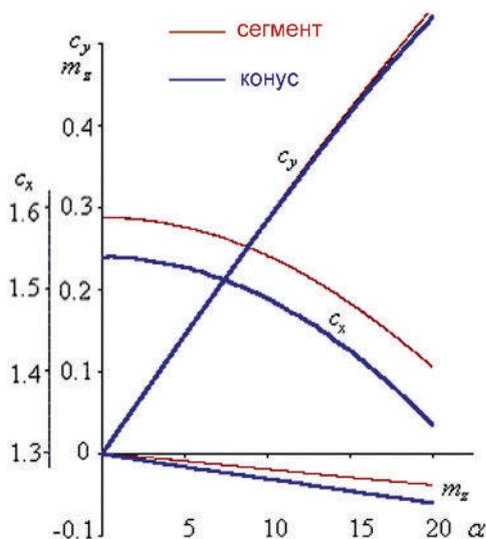
**рисунок 9.** Зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления  $c_x$  и производной  $m_z^\alpha$  момента тангажа при спуске СА конической формы

На рисунке 10 приведены основные параметры, характеризующие процессы при торможении СА в атмосфере по той же траектории, что и на рисунке 9, но с сегментальной формой лобовой части СА с радиусом сегмента  $R_c=1.5 D$  и радиусом закругления кромки  $r_0=0.025 D$ , где  $D=3.8$  м.



**рисунок 10.** Траекторные параметры при спуске СА сегментальной формы

Прежде всего в этом случае следует отметить плавное увеличение коэффициента лобового сопротивления  $c_x$  от величины 1.65 при  $t=0$  до 1.70 при  $t=80$  с, а затем плавное снижение до величины 1.64 при  $t=160$  с. Для конуса на начальном участке траектории величина  $c_x=1.78$  постоянна и больше, чем у сегмента до  $t=92$  с, а затем снижается до величины 1.56 при  $t=160$  с, т.е.  $c_x$  конуса меньше на заключительном участке траектории. Максимальная температура в ударном слое не превосходит 4500 К и мало отличается для конуса и сегмента на теплонапряженном участке траектории. Конвективный тепловой поток в точку торможения в 3.5 раза больше у конуса по всей траектории из-за малого радиуса затупления его вершины  $R_c=0.25 D$ . Лучистый тепловой поток у конуса существенно меньше, чем у сегмента, из-за меньшей толщины ударного слоя  $\epsilon$ . В ударном слое из-за большого характерного размера  $D=3.8$  м химические реакции протекают равновесным образом. На начальном участке траектории до  $t=80$  с смесь газов за ударной волной состоит из молекул CO и атомов



**рисунок 11.** Сравнение аэродинамических характеристик СА с конической лобовой поверхностью и с сегментальной

О, затем начинается рекомбинация этих частиц в молекулы  $\text{CO}_2$  вплоть до момента  $t=120$  с, после которого газ за ударной волной состоит полностью из молекул  $\text{CO}_2$ .

Главным отличием СА с лобовой поверхностью сегментальной формы от конической является статическая устойчивость его по всей траектории, причем производная по углу атаки от момента тангажа  $m_z^\alpha$  на балансирующем угле атаки  $\alpha=0$  плавно изменяется от минус 0.0028 на гиперзвуковых скоростях до минус 0.002 при сверхзвуковых числах Маха.

На рисунке 11 сравниваются аэродинамические характеристики конуса и сегмента для умеренных чисел Маха ( $2 < M < 3$ ). Как видно, коэффициент лобового сопротивления  $c_x$  у сегмента выше при углах атаки от 0 до  $20^\circ$ , коэффициенты подъемной силы  $c_y$  совпадают, а момент тангажа  $m_z$  для конуса незначительно больше по абсолютной величине.

Таким образом, в части обеспечения СА статической устойчивости и по величине ламинарного теплового потока сегментальная форма лобового экрана СА является более предпочтительной, чем коническая.

Аналогичный вывод сделан и исследователями Амес центра (*Jits R.Y., Saunders D.A.*, 2008).

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основной задачей проведенных исследований обтекания СА проекта «ЭкзоМарс» было определение особенностей структуры течения за ударной волной в результате физико-химических процессов в газе и влияния этих процессов на аэродинамические характеристики на всей траектории спуска СА от гиперзвуковых скоростей до умеренных сверхзвуковых чисел Маха. Вследствие сильной разреженности атмосферы Марса необходимо было определить характер протекания химических процессов в ударном слое при гиперзвуковых скоростях полета и провести оценку возможных погрешностей при выборе неравновесных

или равновесных химических реакций в численной схеме расчета.

Приведенные материалы иллюстрируют хорошую сходимость результатов расчета аэродинамических коэффициентов спускаемых в атмосфере Марса аппаратов, получаемых с помощью разработанного пакета программ, с результатами расчета авторами других методик и некоторыми данными продувок моделей СА в аэродинамических трубах.

Несмотря на кратковременность, по сравнению со всем временем спуска СА в атмосфере, прохождения аппаратом участка с процессами интенсивных физико-химических превращений в газе при проектировании СА следует учитывать особенности поведения зависимостей аэродинамических характеристик и термодинамических параметров от реальных процессов, сопровождающих спуск аппаратов в атмосфере Марса.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Голомазов М.М., Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И.* Пакет программ для системы автоматизированного проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 2. С. 20-25.
- Голомазов М.М.* Исследование сверхзвукового обтекания сегментальных и конических тел с учетом химических реакций // Журнал вычислительной математики и математической физики, 2005. Т. 45, № 11. С. 2070-2076.
- Голомазов М.М., Иванков А.А.* О постановке граничных условий на ударной волне при обтекании затупленных тел гиперзвуковым потоком газа // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012. № 1(12). С. 38-45.
- Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В.* Космические аппараты для фундаментальных научных исследований // Полет, 2006. № 8. С. 13-19.
- 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.
- Трикоми Ф.* О линейных уравнениях смешанного типа. ОГИЗ, Гостехиздат, 1947. 192 с.
- Blake W.W.* Hypersonic Experimental Static Aerodynamical Characteristics of Viking Lander Capsule // TR-370902, Martin Marietta Corp. May 8. 1970.
- Edquist K.T., Desai P.N., Schoenenberger M.* Aerodynamics for the Mars Phoenix Entry Capsule // NASA Langley Research Center. 23681.
- Jits R.Y., Saunders D.A.* Aeroshell Shape and Trajectory Optimization // ELORET Report TSA-01-DD3-3-2008, Ames Research Center, April 2008.
- Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B.* Space modules of Phobos-Grunt complex for prospective interplanetary stations // Solar System Research, 2011. V. 45, № 7. С. 593.

Статья поступила в редакцию 10.06.2013 г.

## МЕТОДИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ РАЗРАБОТКИ СТРАТЕГИИ РАЗВИТИЯ СИСТЕМЫ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОРБИТУ

## METHODICAL ASPECTS OF STRATEGY ELABORATION OF LAUNCH VEHICLE DEVELOPMENT FOR SC INJECTION TO ORBIT



**В.Ю. Ключников,**  
доктор технических наук\*,  
wklj59@yandex.ru;  
**V.Yu. Klyushnikov\*\***



**И.И. Кузнецов,**  
кандидат технических наук\*,  
i\_kuz@inbox.ru;  
**I.I. Kuznetsov\*\***



**А.С. Осадченко,**  
кандидат технических  
наук\*,  
ecologrcd@tsniimash.ru;  
**A.S. Osadchenko\*\***

*В статье рассмотрены методические аспекты разработки стратегии развития системы средств выведения (СВ) космических аппаратов (КА). Предложена общая концепция разработки и реализации стратегии. Анализируются критериальная база и исходные данные, необходимые для формирования основных требований к системе СВ. Предлагаются пути и методы решения частных задач разработки стратегии развития системы СВ.*

*Ключевые слова: средства выведения; когнитивное моделирование; грузопоток на опорную орбиту; удельная стоимость выведения; технические риски; вероятность доставки груза на орбиту; нагрузка на окружающую среду.*

Космические СВ представляют собой сложные технические транспортные системы, предназначенные для доставки полезных грузов в космическое пространство на заданные орбиты.

В настоящее время к СВ относятся ракеты-носители и разгонные блоки. В будущем, видимо, номенклатура СВ дополнится многократными транспортными космическими системами, в том числе авиационно-космическими, и межорбитальными буксирами.

Исходя из общего определения системы под системой СВ следует понимать совокупность образцов (изделий) СВ, образующих определённую целостность, единство.

Следует подчеркнуть, что для системы, в том числе

*The article describes methodical aspects of development strategy elaboration of Launch Vehicle (LV). The general concept of strategy elaboration and implementation is proposed. The authors analyze criterion base and initial data required to define the major LV requirements. Approaches and methods are also suggested to solve the partial tasks of LV strategy development elaboration.*

*Key words: launch vehicle; cognitive modeling; cargo traffic to reference orbit; specific launch cost; technical risks; delivery probability of payload to orbit; environmental load.*

системы СВ, первичным является признак целостности: система СВ должна рассматриваться как единое целое, состоящее из взаимодействующих частей. Система СВ должна обладать такими качествами (свойствами), которые присущи системе в целом, но не свойственны ни одному из ее элементов в отдельности (свойство эмерджентности).

Сказанное очевидно, если рассматривать систему СВ, состоящую из двух элементов: ракеты-носителя и разгонного блока. Но это не всегда верно для случаев, когда рассматривается более сложная система СВ: например, ряд РН различного класса (легкие, средние, тяжелые), одноразовые и многократные СВ и т.д.

\* ФГУП «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

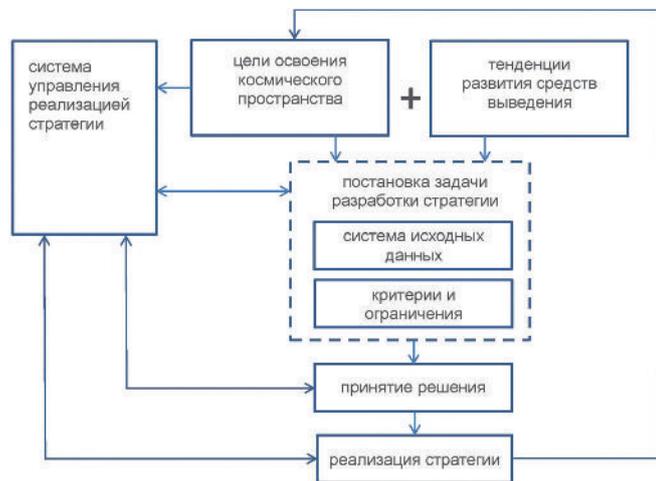
\* Federal Enterprise «TsNIIMas», Russia, Moscow region, Korolev.

Необходимо указать также, что система СВ обладает собственной динамикой. Система СВ не статична, она развивается во времени.

В соответствии с принципами системного подхода разработку системы СВ следует начинать с постановки и анализа целей освоения космического пространства и анализа тенденций развития СВ (рисунок 1). В соответствии с результатами такого анализа принимается система исходных данных и разрабатываются критерии и ограничения. Далее следует этап принятия решений, подразумевающий:

- постановку задач системы СВ;  
- определение структуры системы СВ;  
- задание основных тактико-технических характеристик отдельных СВ и системы СВ в целом;  
- построение временного плана-графика создания и развития системы СВ.

За этапом принятия решений следует формирование системы управления реализацией разработанной стратегии.



**рисунок 1.** Общая концепция разработки и реализации стратегии развития системы средств выведения КА на орбиту

Хотелось бы еще раз остановиться на целях освоения космического пространства.

Ближайшие цели освоения космического пространства диктуются национальными интересами, заключающимися в достижении самостоятельного, независимого от других стран, космического потенциала в интересах:

- обеспечения национальной безопасности;
- обеспечения обороноспособности;
- фундаментальной науки;
- развития производств, требующих специфических условий (вакуум, невесомость и др.);
- предоставления услуг в областях космической связи, вещания, дистанционного зондирования Земли, координатно-временного и навигационного определений;
- производства и запусков КА;
- создания условий для реализации в будущем стратегических целей.

Стратегические же цели освоения и использования

дальнего космоса должны все-таки диктоваться не национальными интересами отдельных стран, а интересами земной цивилизации в целом, заключающимися в:

- получении минерально-сырьевых и энергетических ресурсов на основе разработки недр планет и малых небесных тел (спутников планет, астероидов) Солнечной системы и утилизации энергии Солнца и других звездных систем;
- выносе за пределы Земли опасных и вредных производств;
- развитии производственной базы в дальнем космосе;
- решении демографических проблем, связанных с возможной в будущем перенаселенностью Земли, путём освоения, преобразования и колонизации планет Солнечной системы, прежде всего Марса, а также планет других звездных систем;
- решении фундаментальных и прикладных научных проблем изучения околосолнечного и межзвездного космического пространства, Солнечной системы и других звездных систем.

При существующей социально-экономической системе человечество будет что-то делать только тогда, когда этого не делать нельзя. Поэтому ситуация, когда актуальным станет освоение, а тем более использование дальнего космоса пока что, к сожалению, является отдаленной перспективой.

Основными тенденциями развития СВ в настоящее время являются повышение их экономичности (снижение удельной стоимости выведения полезных нагрузок на орбиту) и надежности. Эти тенденции опять-таки лежат в рамках прагматического подхода к освоению и использованию космоса.

Экономичность может быть достигнута:

- путем повышения конструктивного совершенства СВ за счет создания легких силовых и баковых конструкций, а также узлов ракетных двигателей из перспективных и недорогих материалов;
- в результате построения системы (семейства) СВ из базовых модулей с постепенным переходом к многократно используемым модулям и в перспективе – к многократному использованию средств выведения в целом;
- путем создания многофункциональных отказоустойчивых систем управления на основе принципиально новых технических решений (бесплатформенные системы инерциальной навигации с твердотельными чувствительными элементами, бортовые вычислительные системы распределенной структуры и др.) и разработки программного математического обеспечения для решения актуальных задач обеспечения жизненного цикла разрабатываемых и перспективных систем управления СВ (контроль, диагностика работоспособности систем и агрегатов, обеспечение безопасности средствами системы управления совместно с системами безопасности носителя, системами аварийной защиты двигателя и др.).

К основным направлениям повышения надежности

СВ в целом относятся:

- снижение напряженности внутривыкательных параметров маршевых жидкостных ракетных двигателей;
- обеспечение бездефектного производства базовых элементов СВ, прежде всего ракетных двигателей и элементов системы управления.

Непременным условием реализации и успешного развития системы средств выведения является внедрение в отрасли современных методов проектного и процессного управления, CALS-технологий. Только на этой основе возможно сокращение сроков создания новых образцов СВ и обеспечение высокого качества их производства и эксплуатации.

Задача разработки стратегии развития СВ должна ставиться как задача создания и развития системы СВ, рациональной по выбранным критериям и удовлетворяющей принятым ограничениям.

В систему исходных данных, на наш взгляд, должны входить:

- грузопоток на все возможные орбиты;
- характеристики существующих СВ;
- результаты проектных и предпроектных проработок перспективных СВ.

На рисунке 2 представлен один из вариантов динамики изменения грузопотока на орбиту, определенный по результатам перспективного планирования запусков КА и проектных проработок стратегии развития космонавтики в России.

Без обоснованного прогноза грузопотока бессмысленно говорить о какой бы то ни было системе СВ, а тем более о стратегии ее развития. Как видно из рисунка 2, основной грузопоток образуется за счет пилотируемых запусков. Грузопоток запусков автоматических КА различного назначения относительно стабилен и определяется увеличивающимися сроками активного существования КА и морального старения бортовой целевой аппаратуры. Видимо, с переходом к КА, обслуживаемым в орбитальном полете, грузопоток автоматических КА еще больше снизится.

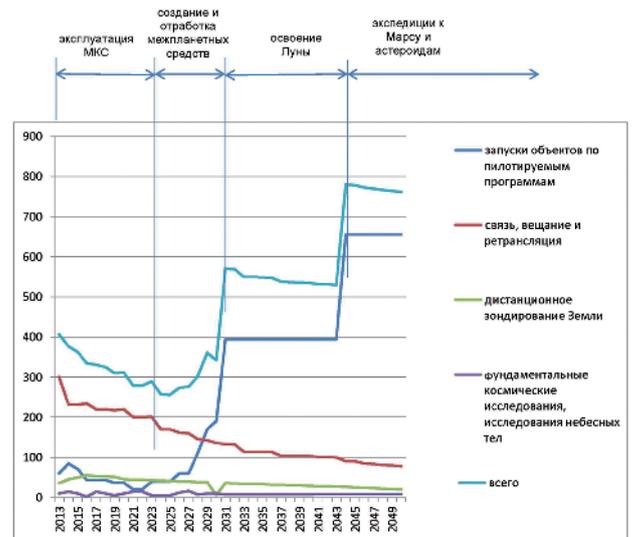
Другой элемент системы исходных данных для разработки стратегии развития системы СВ – существующие и разрабатываемые (в ближайшей перспективе) средства выведения.

Третий элемент исходных данных – результаты проектных и предпроектных проработок перспективных СВ, а также ракетных двигателей (РД), как основного элемента СВ.

В дальнейшем, говоря о критериях, критериальных показателях и ограничениях, мы будем употреблять обобщающий термин «показатель».

К основным, наиболее очевидным показателям эффективности и качества системы СВ следует отнести:

1. Грузопоток, приведенный к какой-то опорной орбите (например, к низкой круговой околоземной орбите высотой 200 км и наклоном 51°).
2. Удельную стоимость выведения на опорную орбиту единицы массы полезного груза.



**рисунк 2.** Вариант динамики изменения грузопотока, приведенный к низкой околоземной орбите высотой 200 км

3. Вероятность решения задачи доставки заданного груза на орбиту (в заданную точку околоземного космического пространства, на какое-либо небесное тело).

4. Технические риски.

5. Уровень загрузки ракетно-космической отрасли.

6. Степень использования научно-технического задела.

7. Нагрузку на окружающую среду.

В зависимости от конкретной постановки задачи критерии и ограничения могут меняться местами.

Итак, первый из таких показателей – грузопоток, приведенный к опорной орбите. Поскольку грузопоток, как элемент исходных данных, в классической постановке задачи определен, является постоянной величиной, то, скорее всего, он должен быть вынесен в ограничения (хотя, в будущем, видимо, может иметь место и задача максимизации грузопотока; тогда грузопоток будет критерием эффективности функционирования системы СВ). Сложность учета грузопотока заключается в том, что он существенно зависит от параметров орбит (высоты и наклона), на которые выводятся КА различного назначения. Необходимо выбрать какую-то опорную орбиту, к параметрам которой должны приводиться все остальные запуски КА.

В свете упомянутой выше прагматической парадигмы весьма важным является показатель удельной стоимости выведения на опорную орбиту единицы массы полезного груза (таблица 1). Видимо, данный показатель целесообразно использовать как один из основных показателей эффективности функционирования системы СВ.

Необходимо заметить, что в ближайшие пять-семь лет удельная стоимость выведения перспективными российскими РН 1 кг полезного груза имеет тенденцию к росту по сравнению с существующими носителями до 22 тыс. долл/кг на ПГСО при снижении данного показателя на международном

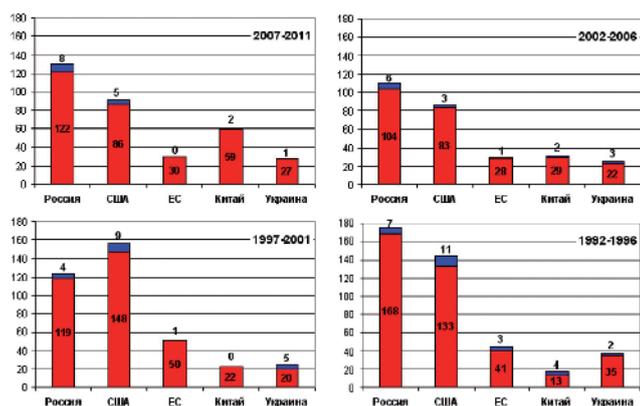
# МЕТОДИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ РАЗРАБОТКИ СТРАТЕГИИ РАЗВИТИЯ СИСТЕМЫ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОРБИТУ

**таблица 1** – Удельная стоимость выведения на опорную орбиту единицы массы полезного груза в 2010-2012 гг. (*Полезная нагрузка космического аппарата, 2013; Лобановский Ю.И., 2013*)

РН	удельная стоимость, \$ тыс. за кг	масса полезного груза, т	стоимость пуска
РН среднего и тяжелого классов (выведение на ПГСО)			
«Зенит-2/3SL»	10	3,6	35-50 млн. \$
«Спейс Шаттл»		3,8	500 млн. \$
«Протон-М» + РБ	10-14	6,5	70-100 млн. \$ в зависимости от конфигурации
«Союз-СТ» + «Фрегат»	16	1,7	40-60 млн. € (с космодрома Куру)
«Falcon-9»	12	3,4	35 млн. \$
CZ-5G	7	4,0-7,0	50 млн. \$
«Атлас-5М-554»	12	4,9	90-100 млн. \$
РН легкого и среднего классов (выведение на НОО)			
«Днепр»	7	3,7	15 млн. \$
«Falcon-1e»	9	0,67	8 млн. \$
«Союз-2.1» этап 1в	11	3,15	21 млн. \$
CZ-5L	7	4,3	30 млн. \$

рынке пусковых услуг до 8 тыс. долл/кг.

Другим важным показателем (скорее всего – ограничением) является вероятность решения задачи доставки заданного груза на орбиту (рисунок 3). Без учета последних семи аварийных пусков российских РН количество аварий и в России, и в США в среднем составляло 0,06 в расчете на один пуск (<http://forum.kbrnet.ru/showthread.php?p=865778>, 2013).



**рисунок 3.** Статистика аварий при пусках ракет-носителей (<http://forum.kbrnet.ru/showthread.php?p=865778>, 2013)

При создании и планировании дальнейшего развития системы СВ, как ограничения необходимо также учитывать различного рода технические риски. В качестве показателей технических рисков могут рассматриваться:

1. Риск полного срыва программы развития системы средств выведения (прекращение пусков).

2. Риск запаздывания во времени реализации программы.
3. Риск превышения стоимости реализации программы.
4. Риски катастрофических (аварийных) ситуаций.
5. Экологические риски.

В процессе планирования реализации разработанной стратегии развития системы СВ необходимо максимизировать уровень загрузки ракетно-космической отрасли. Помимо экономической целесообразности, такое требование диктуется также необходимостью сохранения научно-технического потенциала отрасли и интеллектуальной собственности, которая должна быть привязана к конкретным носителям «ноу-хау» (*Водянов А., 2013*). Нам есть к чему стремиться: если в России, по планам, намеченным еще в 2009 году, уровень загрузки отрасли лишь к 2015 году должен достигнуть 70% (*Перминов А.Н., 2010*), то в США за последние 20-30 лет уровень загрузки ниже 74% вообще не рассматривается (*Загрузка производственных мощностей в США, 2013*).

Максимально необходимо также использовать научно-технический задел предприятий отрасли. Как показывает практика, при таком подходе можно достичь высокой надежности и безаварийности СВ и высоких тактико-технических характеристик (примеры: РН серии Р-7 и ЖРД серии РД-170) (*Асюшкин В.А. и др., 2009*).

В ряду экологических ограничений (таблица 2) на создание и развитие СВ наиболее существенное значение имеют: токсичность компонентов топлива; площадь отводимых районов падения (РП) отделяющихся частей (ОЧ) РН; влияние пуска на засорение околоземного космического пространства (операционные фрагменты СВ, остающиеся на орбите); длитель-

таблица 2 – Нагрузка существующих и создаваемых СВ на окружающую среду

ракета-носитель (разгонный блок)	токсичность компонентов топлива	площадь РП ОЧ, км <sup>2</sup>		влияние пуска на засорение околоземного космического пространства
		морских	сухопутных	
ракеты-носители легкого класса				
«Ангара-1.2»	РГ-1 (керосин) + жидкий O <sub>2</sub>	–	~20000	агрегатный модуль остается на орбите
«Союз-2», эт. 1в	РГ-1 (керосин) + жидкий O <sub>2</sub>	–	~38400	2 ст. остается на орбите
«Рокот»	НДМГ+АТ	–	~20000	увод РБ с орбиты предусмотрен
«Протон-М»	НДМГ+АТ	–	~40000	3 ст. остается на орбите
ракеты-носители среднего класса				
«Союз-2», эт. 1а	Т-1 (керосин) + жидкий O <sub>2</sub>	–	~50000	бл. «И» остается на орбите
«Союз-2», эт. 1б	РГ-1 (керосин) + жидкий O <sub>2</sub>	–	~50000	бл. «И» остается на орбите
ракеты-носители среднего класса повышенной грузоподъемности и тяжелого класса				
«Ангара-А5»	РГ-1 (керосин) + жидкий O <sub>2</sub>	~14140	~5500	3 ст. остается на орбите. Проводится пассивация
разгонные блоки				
КВТК	маршевая ДУ: жидкий O <sub>2</sub> + жидкий H <sub>2</sub> ; ДУ СОЗ: НДМГ+АТ	–	–	предусмотрен увод РБ с рабочей орбиты
11С861-03	РГ-1 (керосин) + жидкий O <sub>2</sub>	–	–	
«Бриз-М»	НДМГ+АТ	–	–	увод РБ с орбиты предусмотрен, но в ОКП остаются отделяющиеся части РБ (баки)
«Фрегат»/ «Фрегат-СБ»	НДМГ+АТ	–	–	
агрегатный модуль РН «Ангара-1.2»	НДМГ+АТ	–	–	остается на орбите
блок выведения «Волга»	НДМГ+АТИН	–	–	увод с орбиты выполняется при наличии топлива
Примечание – Классы опасности ракетных топлив по ГОСТ 12.1.007-76 «Классификация и общие требования безопасности»: РГ-1 (керосин) – 4; Т-1 (керосин) – 4; НДМГ – 1; АТ – 2.				

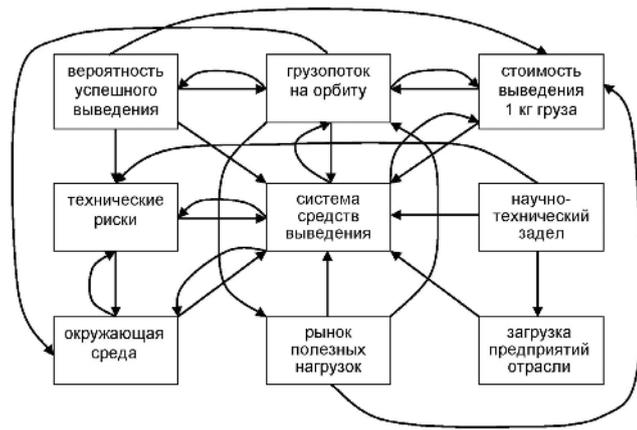
ность баллистического существования последних ступеней РН и отработавших разгонных блоков.

Как видно из сказанного, принятие оптимального (рационального) решения по выбранным критериям, учет принятых ограничений представляет собой сложную, плохо формализуемую задачу системного анализа. Традиционные численные методы математического моделирования требуют для эффективного использования большей определенности. В данном же случае неполнота и нечеткость исходных данных сводит на нет точность математических расчетов. Метод явно неадекватен получаемым результатам.

В настоящее время для решения подобных задач используются методы когнитивного моделирования (рисунок 4). В процессе когнитивного моделирования выявляются наиболее существенные (базисные) факторы взаимодействия системы СВ,

выбранных критериев (показателей), установленных ограничений, других воздействий и установление качественных (причинно-следственных) связей между ними. Модель представляется в виде когнитивной карты, являющейся знаковым (взвешенным) ориентированным графом, вершины которого – факторы, а дуги – отношения между факторами. Дугам могут быть приписаны веса. Модель может иметь иерархическую структуру (Корноушенко Е.К., Максимов В.И., 2000).

Система управления (СУ) реализацией стратегии развития системы СВ должна быть построена на платформе проектного и процессного управления, в основе которого лежат система менеджмента качества деятельности предприятий отрасли, единая научно-техническая политика Роскосмоса и стратегия программно-целевого планирование развития



**рисунок 4.** Фрагмент когнитивной модели (когнитивной карты) стратегии развития системы средств выведения космических аппаратов на орбиту

СВ (Корноушенко Е.К., Максимов В.И., 2000).

Задачей построения единой СУ реализацией стратегии развития системы СВ является создание и применение инструментов управления этапами жизненного цикла изделий, связями между организациями и предприятиями ракетно-космической отрасли на базе концепции PLM (*Product Lifecycle Management* – жизненный цикл изделия). Для её реализации необходимо использовать PDM-систему (*Product Data Management* – система управления данными об изделии), CALS-технологии (*Continuous Acquisition and Lifecycle Support* – непрерывная информационная поддержка поставок и жизненного цикла), ERP (*Enterprise Resource Planning* – планирование ресурсов предприятия).

Управление же должно состоять в итерационном решении задач контроля состояния процесса реализации стратегии, текущего прогноза достижимости стратегических целей и, по результатам прогноза, в эффективной коррекции плановой траектории, с тем чтобы она оптимальным образом приводила к поставленным целям (Гостева О.В., 2013; Беснер К., Хоббс Б., 2008).

В результате анализа методических аспектов разработки стратегии развития системы СВ КА на орбиту сформированы основные требования к системе СВ:

1. Инвариантность (адаптивность) по отношению к решаемым задачам.
2. Целостность структуры системы СВ.
3. Отказ от использования токсичных компонентов ракетного топлива; существенное улучшение характеристик экологичности СВ, включая уменьшение потребных площадей районов падения ОЧ СВ с постепенным отказом от РП; исключение засорения околоземного космического пространства и т.д.
4. Унификация основных систем и агрегатов СВ, а также унификация в целом семейств ракет-носителей, разгонных блоков, одноразовых и многоразовых межорбитальных буксиров.
5. Создание многоразовых элементов СВ с последующим переходом к полностью многоразовым СВ.
6. Создание РН сверхтяжелого класса с массой ПГ, вы-

водимого на круговую орбиту высотой 200 км с наклоном  $i=51,8$ , более 50 т, а в дальнейшем ~150-180 т. 7. Разработка систем и агрегатов, элементов конструкции СВ в целом на основе концепции устойчивости к отказам (Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А., Душенюк С.А., 2010).

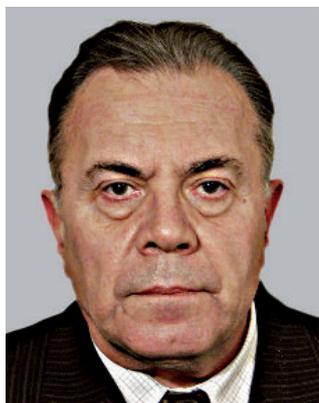
Внедрение в практику работы научно-исследовательских организаций отрасли описанной методологии позволит максимально исключить влияние на принятие решений субъективного фактора, административного давления; будет способствовать принятию взвешенных, обоснованных решений по развитию отрасли в целом и формированию эффективной системы средств выведения КА на орбиту – в частности.

## список литературы

- Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В., Пичхадзе К.М., Полищук Г.М. Модернизация разгонного блока «Фрегат» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2009. № 2. С. 13-18.
- Беснер К., Хоббс Б. Практики управления проектами: различия по областям знаний, типам и фазам жизненного цикла // Управление проектами и программами, 2008. № 1. С. 56-64.
- Водянов А. Загрузка производственных мощностей – индикатор экономической конъюнктуры // URL: [http://www.rau.ru/observer/N29\\_93/29\\_15.htm](http://www.rau.ru/observer/N29_93/29_15.htm) (дата обращения: 26.06.2013).
- Гостева О.В. Анализ реализации проектного подхода на предприятиях ракетно-космической отрасли // URL: <http://www.m-economy.ru/art.php?nArtId=2996> (дата обращения: 28.06.2013).
- Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А., Душенюк С.А. Детонационные устройства и системы разделения универсального космического разгонного блока «Фрегат» // Полет, 2010. № 2. С. 8-14.
- Загрузка производственных мощностей в США // Сайт [www.forexaw.com](http://www.forexaw.com). URL: ([http://forexaw.com/TERMs/Exchange\\_Economy/Articles\\_macro-economic\\_indicators/Articles\\_on\\_indicators\\_of\\_production/...](http://forexaw.com/TERMs/Exchange_Economy/Articles_macro-economic_indicators/Articles_on_indicators_of_production/...)) (дата обращения: 24.06.2013).
- Корноушенко Е.К., Максимов В.И. Управление ситуацией с использованием структурных свойств ее когнитивной карты: труды института. М.: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2000. Том XI. С. 85-90.
- Лобановский Ю.И. Цена космоса: сколько стоит выход на орбиту? // URL: <http://www.synerjetics.ru/article/cost.htm> (дата обращения: 26.06.2013).
- Перминов А.Н. Модернизация ракетно-космической промышленности России на современном этапе: проблемы и пути решения // Оборонно-промышленный комплекс России. М., 2010. С. 177-184.
- Полезная нагрузка космического аппарата // URL: <http://ru.wikipedia.org> (дата обращения: 26.06.2013). URL: <http://forum.kbrnet.ru/showthread.php?p=865778> (дата обращения: 26.06.2013).
- Статья поступила в редакцию 25.06.2013 г.

## МОНОГАРМОНИЧЕСКИЙ МЕТОД АВТОИНТЕГРИРОВАНИЯ С ЛОКАЛЬНЫМ ОСРЕДНЕНИЕМ КОЭФИЦИЕНТОВ ФУРЬЕ ДЛЯ РАСЧЕТА ЧАСТОТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДИНАМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ И СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТ

## MONOHARMONICAL AUTOINTEGRATING METHOD WITH LOCAL FOURIER COEFFICIENTS SMOOTHING FOR COMPUTING FREQUENCY RESPONSE CHARACTERISTICS OF DYNAMIC OBJECTS AND ROCKET CONTROL SYSTEMS



**О.Б. Белоногов,**  
кандидат технических наук,  
ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева»,  
Россия, Московская область, г. Королев,  
post@rsce.ru;  
**O.B. Belonogov**

*В статье содержится исследование работоспособности варианта метода для расчета частотных характеристик динамических объектов и систем управления ракет.*

*Ключевые слова:*  
*частотные характеристики;*  
*динамические объекты;*  
*системы управления ракет.*

### ВВЕДЕНИЕ

Для проведения идентификации параметров, оптимизации и оценки соответствия выбранному критерию качества и устойчивости динамических объектов, регуляторов и следящих систем управления ракетных блоков требуется определение амплитудно-частотных и фазово-частотных искажений, возникающих при обработке ими входных моногармонических сигналов на заданных частотах. Кроме этого, при проектировании регуляторов и следящих систем, к каковым относятся, например, системы управления вектором тяги ракетных двигателей, часто требуется определять полосы их пропускания. С этой целью проводятся расчеты амплитудно-фазовых частотных характеристик (АФЧХ).

В работе (Белоногов О.Б. и др. Исследование переходных..., 1998) показано, что переходные процессы втягивания в вынужденные колебания при гармонических входных воздействиях даже у некоторых линейных динамических объектов могут длиться достаточно долго, а у таких звеньев, как консервативное, не заканчиваются вообще. Поэтому для нелинейных и некоторых линейных динамических объектов заранее никогда не известно число периодов входного моногармонического сигнала, в течение которого длится переходный процесс втягивания в вынужденные колебания.

В связи с этим теоретический и практический интерес представляет задача разработки методов и алгоритмов

*The article considers investigation of capacity for work method version for computing frequency response characteristics of dynamic objects and rocket control systems.*

*Key words:*  
*frequency response characteristics;*  
*dynamic objects;*  
*rocket control systems.*

расчета частотных характеристик регуляторов и следящих систем, позволяющих получать результаты с заданной точностью вычислений и за минимальное время (так называемых методов автоинтегрирования).

До определенного времени создание и внедрение подобных методов и алгоритмов для расчета АФЧХ следящих систем и других сложных динамических объектов, основанных на численном интегрировании нелинейных дифференциальных уравнений их математических моделей при моногармонических входных воздействиях, сдерживались низким уровнем быстродействия вычислительной техники.

Стремительное развитие вычислительной техники и совершенствование ее характеристик (в частности, возрастание уровня быстродействия компьютеров) в последние годы позволили практически полностью переориентировать методы расчета частотных характеристик динамических объектов и систем с приближенных, получаемых из переходных характеристик, на более точные, основанные на численном интегрировании дифференциальных уравнений математических моделей систем при моногармонических входных воздействиях на фиксированных частотах и анализе откликов на эти воздействия методом Фурье.

Анализ постоянства параметров реакций динамических объектов и систем на моногармонические воздействия можно проводить различными способами, которые, в

# МОНОГАРМОНИЧЕСКИЙ МЕТОД АВТОИНТЕГРИРОВАНИЯ С ЛОКАЛЬНЫМ ОСРЕДНЕНИЕМ КОЭФФИЦИЕНТОВ ФУРЬЕ ДЛЯ РАСЧЕТА ЧАСТОТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДИНАМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ И СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТ

частности, могут быть основаны на сравнении вычисляемых значений амплитуд и фазовых сдвигов или на сравнении вычисляемых значений коэффициентов Фурье исследуемых гармоник выходных сигналов (откликов).

В работе (Белоногов О.Б. и др. Методы расчета..., 1998) показано, что наиболее эффективные алгоритмы метода автоинтегрирования должны базироваться на сравнении действительных и мнимых составляющих (коэффициентов Фурье) исследуемой гармоники периодического отклика динамического объекта на входное моногармоническое воздействие. При таком подходе к построению методов и алгоритмов существенно сокращается продолжительность вычислений АФЧХ любых гармоник нелинейных динамических объектов.

## 1. Описание предлагаемого метода

Предлагаемый метод автоинтегрирования для расчета АФЧХ динамических объектов, регуляторов и следящих систем управления с локальным осреднением базируется на сравнении средних значений коэффициентов Фурье исследуемой гармоники выходного периодического сигнала, получаемых на последнем ( $n$ ) периоде входного моногармонического сигнала за последние  $l$  периодов, со средними значениями этих же коэффициентов Фурье за последние  $l$  периодов на предпоследнем ( $n-1$ ) периоде.

Алгоритм предлагаемого метода предписывает завершение процесса интегрирования уравнений математической модели динамического объекта, регулятора или следящей системы управления на каждой из фиксированных частот входного моногармонического сигнала после того, как относительные изменения сравниваемых параметров станут по модулю меньше заранее заданного числа, регламентирующего погрешность вычислений.

Алгоритм метода имеет два основных цикла – по частоте и по времени, при этом входной моногармонический сигнал вычисляется по соотношению (Белоногов О.Б. и др. Методы расчета..., 1998)

$$U_i = A_i \sin[2\pi f(nf)t], \quad (1)$$

где  $U_i$  – текущее значение входного моногармонического сигнала;  $A_i$  – амплитуда входного моногармонического сигнала;  $f(nf)$  – частота входного моногармонического сигнала (здесь  $nf$  – номер частоты);  $t$  – текущее время.

В цикле по частоте, который начинается с  $nf=1$  и заканчивается  $nf=nm$ , на каждой из фиксированных частот  $f(nf)$  входного моногармонического сигнала выполняется интегрирование дифференциальных уравнений, составляющих математическую модель исследуемого динамического объекта.

В течение первых  $nk$  периодов входного моногармонического сигнала (т.е. когда  $i \leq nk$ ), где искажения наиболее велики, операции анализа не проводятся. Здесь  $i$  – номер периода. По завершении  $nk$ -го периода на каждом из следующих периодов последовательно выполняются следующие действия.

1. Вычисляются коэффициенты Фурье исследуемой гармоники выходного периодического сигнала по соотношениям

$$P(i) = 2f(nf) \int_0^T U_0 \sin[2\pi kf(nf)t] dt; \quad (2)$$

$$Q(i) = 2f(nf) \int_0^T U_0 \cos[2\pi kf(nf)t] dt, \quad (3)$$

где  $P$  – действительная составляющая (действительный коэффициент Фурье)  $k$ -той гармоники выходного периодического сигнала;  $Q$  – мнимая составляющая (мнимый коэффициент Фурье)  $k$ -той гармоники выходного периодического сигнала;  $U_0$  – выходной периодический сигнал динамического объекта;  $k$  – номер гармоники;  $T$  – период входного моногармонического сигнала.

При переходе к интегральным суммам выражения (2), (3) приобретают вид

$$P(i) = 2f(nf) \times \sum_{j=1}^{jm} \frac{U_0(j) + U_0(j-1)}{2} h \sin[2\pi kf(nf)t]; \quad (4)$$

$$Q(i) = 2f(nf) \times \sum_{j=1}^{jm} \frac{U_0(j) + U_0(j-1)}{2} h \cos[2\pi kf(nf)t], \quad (5)$$

где  $j$  – номер шага интегрирования;  $jm=T/h$  – число шагов интегрирования  $h$ , содержащихся в одном периоде  $T$  входного моногармонического сигнала.

Чтобы получить результаты вычислений с одинаковой точностью на каждой из фиксированных частот входного моногармонического сигнала, шаг интегрирования  $h$  по времени варьируется и его значение в зависимости от частоты  $f(nf)$  вычисляется по выражению (Белоногов О.Б. и др. Методы расчета..., 1998)

$$h=1/K_f f(nf), \quad (6)$$

где  $K_f$  – коэффициент, величина которого определяет максимальное значение шага интегрирования по времени на минимальной частоте входного моногармонического сигнала, обеспечивающего устойчивый процесс интегрирования. Определяется экспериментально для каждой конкретной математической модели динамического объекта, регулятора или системы управления.

2. Проводится определение средних значений коэффициентов Фурье исследуемой гармоники выходного периодического сигнала на последнем ( $n$ ) периоде входного моногармонического сигнала за последние  $l$  периодов

$$P_c(n) = \frac{\sum_{i=n-l}^n P(i)}{l}, \quad (7)$$

$$Q_c(n) = \frac{\sum_{i=n-l}^n Q(i)}{l}. \quad (8)$$

3. Проводится сравнение модулей отношений разности модулей средних значений каждого из коэффициентов Фурье исследуемой гармоники на последнем ( $n$ ) и предпоследнем ( $n-1$ ) периоде входного моногармонического сигнала к модулю среднего значения этого коэффициента на последнем периоде входного моногармонического сигнала с наперед заданным числом  $\epsilon$ , определяющим заданную погрешность вычислений (при умножении на 100 число  $\epsilon$  определяет

точность в процентах)

$$\left| \frac{|P_c(n)| - |P_c(n-1)|}{|P_c(n)|} \right| \times 100 \leq \varepsilon; \quad (9)$$

$$\left| \frac{|Q_c(n)| - |Q_c(n-1)|}{|Q_c(n)|} \right| \times 100 \leq \varepsilon. \quad (10)$$

Если оба неравенства (9) и (10) выполняются, тогда вычисляются:

- относительная амплитуда исследуемой гармоники выходного периодического сигнала (коэффициент передачи) как отношение амплитуды исследуемой гармоники выходного периодического сигнала, определяемой по средним значениям коэффициентов Фурье на последнем ( $n$ ) периоде входного моногармонического сигнала за последние  $l$  периодов, к амплитуде входного моногармонического сигнала возбуждения (Белоногов О.Б. и др. Методы расчета..., 1998)

$$A(n) = \frac{\sqrt{P_c(n)^2 + Q_c(n)^2}}{A_y}, \quad (11)$$

фазовый сдвиг исследуемой гармоники выходного периодического сигнала к входному моногармоническому сигналу, определяемый по средним значениям коэффициентов Фурье на последнем ( $n$ ) периоде входного моногармонического сигнала за последние  $l$  периодов, по известному соотношению (Белоногов О.Б. и др. Методы расчета..., 1998)

$$\varphi(n) = \begin{cases} 57,3^\circ \arctg \frac{Q_c(n)}{P_c(n)} & \text{при } P_c(n) > 0 \text{ и } Q_c(n) < 0; \\ -180^\circ + 57,3^\circ \arctg \frac{Q_c(n)}{P_c(n)} & \text{при } P_c(n) < 0 \text{ и } Q_c(n) < 0; \\ -180^\circ + 57,3^\circ \arctg \frac{Q_c(n)}{P_c(n)} & \text{при } P_c(n) < 0 \text{ и } Q_c(n) > 0; \\ -360^\circ + 57,3^\circ \arctg \frac{Q_c(n)}{P_c(n)} & \text{при } P_c(n) > 0 \text{ и } Q_c(n) > 0; \\ 180^\circ [-1-0,5 \text{sign } Q_c(n)] & \text{при } P_c(n) = 0. \end{cases} \quad (12)$$

Для получения логарифмических амплитудно-фазовых частотных характеристик (ЛАФЧХ) вместо соотношения (9) используется выражение

$$A_L(n) = 20 \text{Lg} \left( \frac{\sqrt{P_c(n)^2 + Q_c(n)^2}}{A_y} \right). \quad (13)$$

## 2. Математическая модель тестируемого динамического объекта

Возможность применения разработанного метода автоинтегрирования для расчета ЛАФЧХ существенно нелинейных динамических объектов рассмотрим на примере получения ЛАФЧХ первой и второй гармоники колебательного элемента с классическим сухим (кулоновым) трением для различных вариаций безразмерных величин амплитуды входного гармонического воздействия и силы сухого трения. Такой математической моделью часто описываются объекты управления типа камеры или сопла двигателя ракетного блока.

Математическая модель тестируемого колебательного элемента для условий покоя и движения представляет собой систему следующих нелинейных дифференциальных уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dY}{dt} &= V; \\ \frac{dV}{dt} &= F_R m^{-1}, \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

где  $Y$  – безразмерное перемещение выходного органа колебательного элемента;  $V$  – безразмерная скорость движения выходного органа колебательного элемента;  $m$  – безразмерная масса выходного органа колебательного элемента;  $F_R$  – безразмерная движущая сила, действующая на выходной орган колебательного элемента, для режимов покоя и движения определяемая как

$$F_R = \begin{cases} U_i - F_{\text{с.т.}} \text{sign}(V) - K_{\Pi} & \text{при } V \neq 0 \\ U_i - F_{\text{с.т.}} \text{sign}(U_i - K_{\Pi} Y) - K_{\Pi} Y & \text{при } V = 0 \text{ и } |U_i - K_{\Pi} Y| > F_{\text{с.т.}} \\ 0 & \text{при } V = 0 \text{ и } |U_i - K_{\Pi} Y| \leq F_{\text{с.т.}} \end{cases} \quad (15)$$

здесь  $K_{\Pi}$  – безразмерный коэффициент позиционной нагрузки;  $F_{\text{с.т.}}$  – безразмерная сила сухого трения.

При проведении вычислительных экспериментов использовались следующие безразмерные параметры математической модели колебательного элемента с сухим трением:  $m=2,533 \times 10^4$ ;  $K_{\Pi}=1,0$ ;  $A_F=0,01$ .

Указанные безразмерные параметры обеспечивают резонансную частоту колебательного элемента с сухим трением приблизительно 10 Гц.

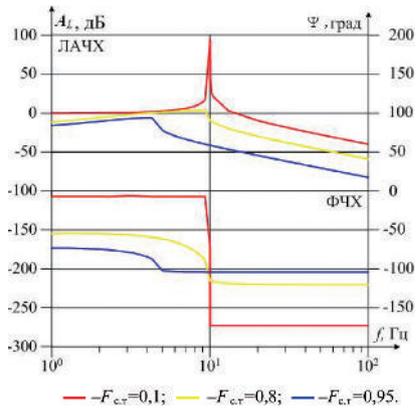
## 3. Результаты исследования

ЛАФЧХ колебательного элемента с сухим трением рассчитывались для следующего ряда фиксированных частот  $f(nf)$  (Гц): 1,0; 1,3; 2,0; 2,3; 3,0; 3,3; 4,0; 4,3; 5,0; 5,3; 6,0; 6,3; 7,0; 7,3; 8,0; 8,3; 9,0; 9,3; 10,0; 10,03; 10,1; 10,2; 10,3; 10,4; 13,0; 20,0; 23,0; 30,0; 33,0; 40,0; 43,0; 50,0; 53,0; 60,0; 63,0; 70,0; 73,0; 80,0; 83,0; 90,0; 93,0; 100,0.

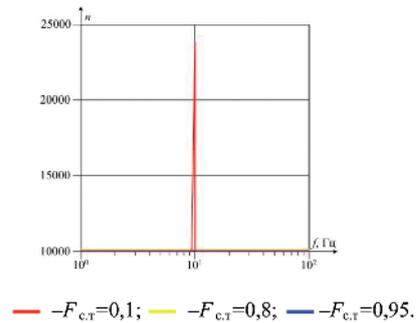
Вычислительные эксперименты были проведены для следующих значений безразмерной силы сухого трения  $F_{\text{с.т.}}$ : 0,001; 0,008; 0,0095.

Результаты вычислительных экспериментов по опреде-

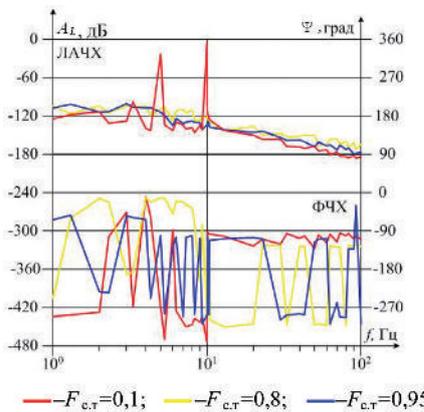
**МОНОГАРМОНИЧЕСКИЙ МЕТОД АВТОИНТЕГРИРОВАНИЯ С ЛОКАЛЬНЫМ ОСРЕДНЕНИЕМ КОЭФФИЦИЕНТОВ ФУРЬЕ ДЛЯ РАСЧЕТА ЧАСТОТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДИНАМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ И СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТ**



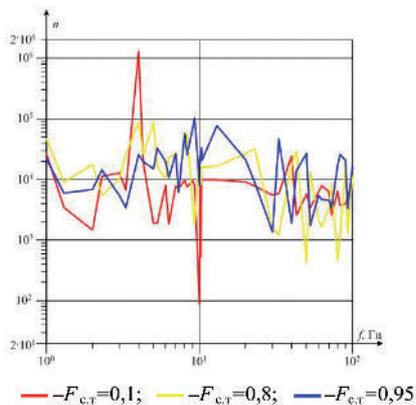
**рисунок 1.** ЛАФЧХ первой гармоники колебательного элемента с сухим трением



**рисунок 2.** Количество периодов, необходимых для вычисления ЛАФЧХ первой гармоники колебательного элемента с сухим трением



**рисунок 3.** ЛАФЧХ второй гармоники колебательного элемента с сухим трением



**рисунок 4.** Количество периодов, необходимых для вычисления ЛАФЧХ второй гармоники колебательного элемента с сухим трением

лению ЛАФЧХ первой и второй гармоники выходного периодического сигнала колебательного элемента с сухим трением с погрешностью вычислений  $\varepsilon = 0,01\%$  для значений безразмерной силы сухого трения  $\bar{F}_{c.т} = F_{c.т}/A_F = 0,1; 0,8; 0,95$  при  $t=10000$  представлены на рисунках 1 и 3.

На рисунках 2 и 4 представлены зависимости потребного числа  $n$  периодов интегрирования, необходимых для достижения заданной погрешности вычислений при вычислении ЛАФЧХ первой и второй гармоник от частоты входного моногармонического сигнала  $f$ .

Дальнейшие вычислительные эксперименты показали возможность вычисления ЛАФЧХ любых гармоник тестируемого динамического объекта с помощью предложенного метода.

**ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

- В результате проведенных исследований:
  - разработан и предложен вариант метода автоинтегрирования для расчета амплитудно-фазовых частотных характеристик динамических объектов, регуляторов и систем управления, основанный на численном интегрировании систем нелинейных дифференциальных уравнений математических моделей этих объектов при моногармонических входных воздействиях на фиксированных частотах и анализе периодических откликов на эти воздействия методом Фурье. Процесс интегрирования на каждой из фиксированных частот продолжается до тех пор, пока вычисляемые значения сравниваемых параметров исследуемой гармоники периодического отклика динамического объекта, регулятора или системы управления на входное моногармоническое воздействие не станут достаточно постоянными;
  - в качестве критерия достаточности постоянства коэффициентов Фурье в методе автоинтегрирования может быть использовано сравнение средних за последние  $l$  периодов входного моногармонического сигнала значений коэффициентов Фурье исследуемой гармоники выходного периодического сигнала динамического объекта, регулятора или системы управления, получаемых на последнем периоде входного моногармонического сигнала ( $n$ ), с этими же параметрами, полученными на предпоследнем периоде ( $n-1$ );
  - показана возможность применения предложенного варианта метода автоинтегрирования для расчета амплитудно-фазовых частотных характеристик как четных, так и нечетных гармоник существенно нелинейных динамических объектов типа колебательного элемента с сухим трением.

**СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ**

Белоногов О.Б. и др. Исследование переходных процессов вытягивания типовых динамических звеньев в вынужденные гармонические колебания // Ракетно-космическая техника. Сер. XII, 1998. Вып. 3-4. С. 245-258.  
 Белоногов О.Б. и др. Методы расчета частотных характеристик систем управления вектором тяги ракетных двигателей // Ракетно-космическая техника. Сер. XII, 1998. Вып. 3-4. С. 259-284.

Статья поступила в редакцию 26.11.2012 г.

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ НЕКОТОРЫХ МЕТОДОВ БОРЬБЫ С АСТЕРОИДАМИ

## COMPARATIVE ANALYSIS OF ENERGY EFFICIENCY OF SOME ASTEROIDS CONTROLLING METHODS



**Ю.И. Сенцов,**  
кандидат физико-  
математических наук\*,  
jurasensov@mail.ru;  
**Ju.I. Sentsov\*\***



**С.В. Сорокин,**  
член-корреспондент  
Российской Академии  
космонавтики  
им. К.Э. Циолковского\*,  
jurasensov@mail.ru;  
**S.V. Sorokin\*\***

*В статье приводится сравнительная оценка энергетических затрат различных методов борьбы с астероидами при их выводе от столкновения с Землей.*

*Ключевые слова:*

*астероид;*

*Апофис;*

*методы борьбы с астероидами;*

*эффективность воздействия.*

### ВВЕДЕНИЕ

В последнее время широко обсуждаются вопросы защиты Земли от столкновения с опасными космическими объектами, к которым относят астероиды, кометы и метеориты. Особо важной представляется проблема защиты Земли от астероидов – крупномасштабных твердых тел (Медведев Ю.Д. и др., 1996).

Подогревает тревожность ситуации прогноз астрономов о пролете в 2029 году астероида Апофис в непосредственной близости от Земли, на расстоянии порядка 30000 км. В 2036 году Апофис при повторном пролете может столкнуться с Землей (Дьяков Н., 2012). Характеристики астероида таковы, что столкновение с ним грозит вселенской катастрофой: масса  $M=50$  млн. т; диаметр  $D=320$  м; скорость движения  $V_a=13$  км/с; кинетическая энергия  $W_a=4,2 \cdot 10^{18}$  Дж.

Предлагаются различные методы борьбы с

*The article reviews a comparative assessment of energy expenditures for various asteroids controlling methods while their break-off to avoid collision with Earth.*

*Keywords:*

*asteroid;*

*Apophis;*

*asteroid controlling methods;*

*impact efficiency.*

астероидами: это и подрыв астероида ядерным зарядом, и воздействие на астероид мощного лучевого излучения, и буксировка астероида космическим аппаратом, и размещение на астероиде кинетического устройства, которое в качестве рабочего тела использует материал астероида; и применение «солнечного паруса». Все эти методы основаны на создании реактивной силы, отклоняющей астероид от опасной траектории сближения с Землей (Зайцев А.В., 2002; Ефанов В., Мартынов М., Пичхадзе К., 2012).

В данной работе проводится численная оценка энергетической эффективности применения всех перечисленных выше методов. Под *энергетической эффективностью* далее будем понимать безразмерную величину отношения кинетической энергии астероида к энергии, затраченной на изменение его траектории для безопасного пролета мимо Земли.

\* ФГУП «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

\*\* Federal Enterprise «TsNIIMas», Russia, Moscow region, Korolev.

Эффективность метода тем выше, чем меньше величина затраченной энергии.

Оценку энергетической эффективности воздействия начнем с ключевого вопроса о максимально возможной дальности обнаружения астероида. Чем выше дальность обнаружения, тем на больших расстояниях от Земли можно осуществить перехват астероида космическим аппаратом и начать воздействовать на него.

## 1. Дальность обнаружения

Обнаружение опасных астероидов должно осуществляться постоянно действующей службой мониторинга за космическим пространством с применением наземных и космических средств наблюдения. Эти средства базируются на использовании опто-электронных телескопов, наиболее дальноразличительных в сравнении с радиолокаторами.

Поскольку светимость, вызванная отражением падающего на астероид солнечного излучения, является его демаскирующим фактором целесообразно наблюдать за космическим пространством не с Земли, а со стороны, т.е. с космических аппаратов. Это позволит избавиться от фонового излучения атмосферы Земли, а также избежать засветки телескопа при наблюдении астероида, движущегося со стороны Солнца.

Значение освещенности на входном объективе телескопа на расстоянии  $L$  от наблюдаемого сферического объекта диаметром  $D$  будет равно

$$E = E_s \cdot \alpha \cdot \varphi(\vartheta) \cdot (\pi D^2 / 4) \cdot 1 / (2\pi \cdot L^2) = E_s \cdot \alpha \cdot \varphi(\vartheta) \cdot D^2 / (8L^2), \quad (1)$$

где  $E_s$  – освещенность объекта, создаваемая Солнцем;

$\varphi(\vartheta)$  – функция угла между направлениями астероид – Солнце и астероид – точка наблюдения, меняющаяся с ростом угла от 1 до 0. При  $\vartheta = \pi/2$  функция  $\varphi(\vartheta) = 0,3$ ;

$\alpha$  – альbedo астероида;

$D$  – условный диаметр астероида.

Предполагая, что световой поток, попавший в телескоп с диаметром объектива  $d$ , фокусируется на фотоприемную матрицу с максимальной чувствительностью  $Z$ , из (1) легко получить выражение для максимальной дальности обнаружения, нормированной на диаметр астероида

$$L/D = d \cdot (\pi E_s \cdot \alpha \cdot \varphi(\vartheta) / 32Z)^{1/2}. \quad (2)$$

Из (2) видно, что дальность обнаружения прямо пропорциональна как размеру астероида, так и диаметру телескопа. В меньшей степени дальность обнаружения зависит от освещенности, альbedo и чувствительности фотоприемника.

Подставляя в (2) следующие практически

значимые параметры:  $d=20$  м,  $D=300$  м,  $E_s=1000$  Вт/м<sup>2</sup>,  $\alpha=0,2$ ,  $\varphi(\vartheta)=0,3$ ,  $Z=10^{-13}$  Вт, получим максимальную дальность обнаружения астероида Апофис  $L=45$  млн. км. Это составляет примерно треть расстояния до Солнца, которое Апофис может пролететь за 1,3 месяца. Следует отметить, что при примерно равных скоростях астероида и космического аппарата перехват астероида может осуществиться в лучшем случае примерно на половине расстояния его обнаружения.

## 2. Подрыв астероида

Предположим, что на некотором расстоянии  $L$  от Земли происходит подрыв астероида массой  $M$ . Подрыв должен осуществляться сбоку астероида так, чтобы создать максимально возможную отклоняющую реактивную силу. В результате подрыва с астероида выбрасывается некоторая его массовая доля  $\delta$ , которая начинает движение со скоростью  $V_2$  перпендикулярно к траектории астероида. Сам астероид в результате подрыва приобретает нормальную составляющую  $V_1$  к первоначальной скорости  $V_a$ . Полагая, что коэффициент преобразования энергии взрыва  $W$  в кинетическую энергию составляет  $\eta_b$ , запишем уравнения сохранения энергии и количества движения в системе координат, связанной с астероидом

$$\eta_b \cdot W = (1-\delta) \cdot M \cdot V_1^2 / 2 + \delta \cdot M \cdot V_2^2 / 2, \quad (3)$$

$$(1-\delta) \cdot M \cdot V_1 = \delta \cdot M \cdot V_2.$$

Добавив к (3) кинематическое соотношение для расстояния пролета астероида мимо Земли (промаха)  $R = L \cdot V_1 / V_a$ , получим в приближении малости величины  $\delta$  выражение для энергии взрыва, необходимой для отклонения астероида от Земли на расстояние  $R$

$$W/W_a = (1/\eta_b \delta) \cdot (R/L)^2, \quad (4)$$

где  $W_a = M \cdot V_a^2 / 2$  – кинетическая энергия астероида.

Как видно из (4), энергия взрыва пропорциональна квадрату расстояния пролета астероида мимо Земли и обратно пропорциональна квадрату расстояния, на котором осуществляется подрыв. При этом энергия взрыва обратно пропорциональна массовой доле взрывающегося астероида. Отсюда следует вывод, что для уменьшения затрачиваемой энергии необходимо увеличивать долю взрывающейся массы астероида, т.е. заряд нужно как можно глубже внедрять в тело астероида.

Численная оценка необходимой энергии взрыва при исходных параметрах:  $M=50$  млн. тонн,  $V_a=13$  км/с,  $R=36$  тыс. км,  $L=20$  млн. км,  $\eta_b=0,5$ ,  $\delta=10^{-2}$  равна  $W=2,7 \cdot 10^{15}$  Дж, что

составляет в тротиловом эквиваленте 640 кт ТНТ (примерно ядерный боезаряд МБР «Тополь-М»).

### 3. Лазерное воздействие

Допустим, что на астероид сбоку постоянно воздействует лазерное излучение мощностью  $E$ . Интенсивность лазерного излучения  $J$  такова, что ее достаточно, чтобы происходила сублимация вещества астероида. Вылетающая струя пара создает на поверхность астероида реактивное давление, благодаря которому он отклоняется от опасной траектории.

Уравнение сохранения энергии имеет вид

$$J = \rho \cdot V \cdot H,$$

где  $\rho$  – плотность пара;  $V$  – скорость пара;  $H$  – энтальпия сублимации.

Давление, создаваемое паром на астероид, равно  $P = \rho \cdot V^2$ , а сила воздействия на астероид определяется выражением  $F = P \cdot S$ , где  $S$  – площадь облучения астероида. Под воздействием этой силы астероид начинает равноускоренное движение, при котором за время  $t = L/V_a$  он отклонится от Земли на расстояние

$$R = E \cdot V \cdot L^2 / (4W_a \cdot H). \quad (5)$$

Выражение (5) преобразуем к следующему удобному виду, введя обозначение для затраченной энергии лазерного излучения  $W = E \cdot t / \eta_n = E \cdot L / (V_a \cdot \eta_n)$

$$W/W_a = 4H / (\eta_n \cdot V \cdot V_a) \cdot (R/L). \quad (6)$$

Из (6) видно, что в отличие от случая подрыва астероида затрачиваемая энергия лазерного излучения прямо пропорциональна расстоянию промаха и обратно пропорциональна расстоянию начала воздействия лазера.

Подставляя в (6) те же значения параметров, что и при оценке эффективности подрыва, а также используя следующие значения:  $\eta_n = 0,1$ ,  $V = 1000$  м/с и  $H = 1$  МДж/кг, получим величину энергии, равную  $W = 2,4 \cdot 10^{16}$  Дж. Это в 10 раз больше, чем требуется при подрыве астероида, при этом требуемая световая мощность лазера должна быть равна  $E = 50$  ГВт. Такая огромная мощность лазера превосходит ныне достигнутую мощность в тысячи раз и поэтому в обозримом будущем не реальна. Кроме того, существующие космические солнечные и ядерные энергоустановки, которые могли бы обеспечить лазер электроэнергией, в миллион раз слабее требуемых.

### 4. Буксировка астероида

Рассмотрим вариант, когда космический аппарат подлетает к астероиду и толкает его

сбоку для изменения его траектории. Импульс силы, действующий на астероид, создается струей плазмы электрореактивного двигателя (ЭРД). Оценим запас массы рабочего тела ЭРД, необходимого для изменения траектории астероида для безопасного пролета мимо Земли.

Для этого запишем в принятых ранее обозначениях уравнение равенства импульса силы, создаваемого реактивным двигателем, изменению количества движения астероида за время работы двигателя  $t$

$$F \cdot t = G \cdot V_{пл} = M \cdot V_1, \quad (7)$$

где  $G$  – расход массы рабочего тела ЭРД;  $V_{пл}$  – скорость истечения плазмы из ЭРД.

Подставляя в (7) выражение для скорости при равноускоренном движении  $V_1 = 2R/t$  и значение времени действия ЭРД  $t = L/V_a$ , получим выражение для суммарного расхода массы рабочего тела

$$G = 2M \cdot (R/L) \cdot (V_a/V_{пл}). \quad (8)$$

Затраченную энергию на буксировку найдем, приравняв ее кинетической энергии плазмы, деленной на коэффициент полезного действия ЭРД. Отсюда получим

$$W/W_a = (G/\eta_B M) \cdot (V_{пл}/V_a)^2, \quad (9)$$

здесь  $W$  – электрическая энергия, затраченная с коэффициентом полезного действия  $\eta_B = 0,3$  на создание реактивной плазменной струи.

Подставив (8) в (9), получим окончательно

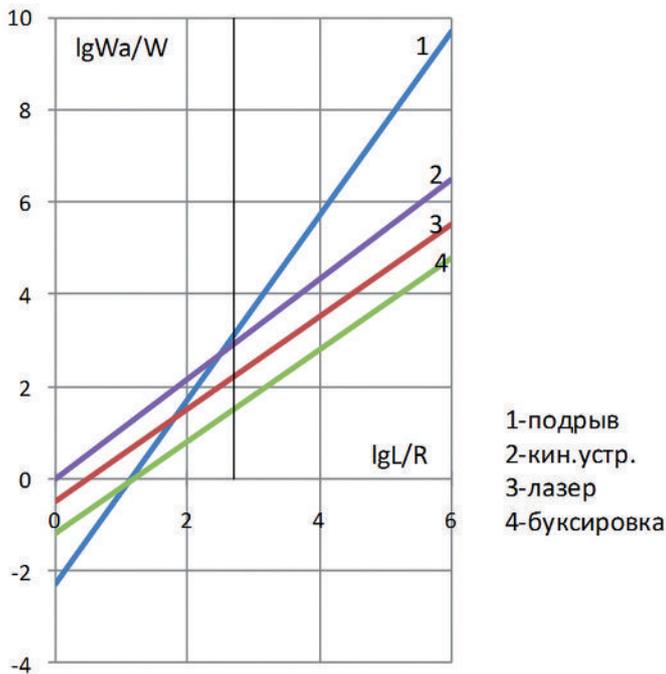
$$W/W_a = (2V_{пл}/\eta_B V_a) \cdot (R/L). \quad (10)$$

Используя вышеприведенные значения параметров, а также скорость плазмы  $V_{пл} = 30$  км/с, получим из (8) и (10) величину полного расхода рабочего тела  $G = 80$  кт и затраченную энергию  $W = 1,2 \cdot 10^{17}$  Дж. Ежесекундный расход рабочего тела при этом составляет 50 кг/с. Такой расход на четыре порядка превышает расход существующих самых мощных ЭРД.

### 5. Кинетическое устройство

Кинетическое устройство должно порциями забирать грунт с поверхности астероида и отбрасывать его вбок перпендикулярно к направлению движения астероида. Физическая картина действия этого устройства аналогична рассмотренному выше реактивному двигателю, только здесь рабочим телом здесь является не плазма, а грунт астероида, и коэффициент преобразования энергии в кинетическую энергию отстреливаемого вещества здесь другой:  $\eta_k = 0,5$ .

Подставляя в (10) скорость выброса грунта  $V_r$  вместо  $V_{пл}$ , получим выражение для затра-



**рисунки 1.** Зависимости энергетической эффективности различных методов борьбы с астероидами от расстояния начала воздействия

ченной энергии кинетического устройства

$$W/W_a = (2V_r / \eta_k V_a) \cdot (R/L).$$

Оценка затраченной энергии при  $V_r = 1$  км/с дает величину  $W = 2,3 \cdot 10^{15}$  Дж.

## 6. Солнечный парус

Метод «солнечный парус», т.е. размещение на астероиде искусственного паруса или нанесение на астероид покрытия с высоким альбедо, энергетически наиболее выгодный, так как используется солнечная энергия Солнца без дополнительного ее преобразования в электрическую; кроме того, здесь не требуется расходный материал. Однако результат действия давления солнечного света невелик.

Для доказательства оценим расстояние, на которое может отклонить астероид Апофис давление света. Сила, оказываемая солнечным светом на парус, определяется в принятых ранее обозначениях выражением  $F = (1 + \alpha) \cdot E_s \cdot S / c$ , где  $c$  – скорость света;  $S$  – эффективная площадь засветки астероида.

Расстояние, пройденное телом при постоянном действии силы в течение времени  $t = L/V_a$ , равно  $R = F/2M \cdot (L/V_a)^2$ , или, при подстановке в него выражения для силы,

$$R = ((1 + \alpha) E_s \cdot S / 2c \cdot M) \cdot (L/V_a)^2. \quad (11)$$

Подставляя в (11) ранее приведенные значения параметров, получим величину расстояния  $R$  всего 14 м.

## заклЮчение

Зависимости энергетических эффективностей воздействия рассмотренных выше методов от расстояния начала воздействия приведены в логарифмическом масштабе на рисунке 1.

Из графиков видно что подрыв астероида превращается из самого неэффективного метода в самый эффективный при расстояниях подрыва, на три порядка превышающих расстояние безопасного пролета астероида мимо Земли. Среди других методов наиболее эффективным является использование кинетического устройства. Этому методу на порядок уступает лазерное воздействие и на два порядка – применение буксировки астероида космическим аппаратом с ЭРД. Однако, как было отмечено выше, в случае борьбы с астероидом Апофис требуются такие огромные мощности лазера, расход рабочего тела ЭРД и применение сложно вообразимого технического кинетического устройства, что все эти методы становятся нереальными.

В свою очередь, осуществление подрыва связано с технически сложной задачей доставки ядерного заряда на астероид и его заглУбления на несколько метров вглубь твердого грунта. Но эта проблема является темой уже другой работы.

Таким образом, выполненные оценки энергетических затрат на увОд астероида Апофис с потенциально опасной траектории позволяют говорить о реальности решения этой задачи уже имеющимися в распоряжении развитых стран средствами.

## список литературы

Дьяков Н. Астероид Apophis: человечеству осталось 17 лет // Вести RU, 2 октября 2012 г. URL: <http://www.vesti.ru/doc.html?id=896444&cid=2161> (дата обращения: 11.02.2013).

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

Зайцев А.В. Система планетарной защиты «Цитадель» // Концептуальный проект. НПО им. С.А. Лавочкина, 2002. 70 с.

Медведев Ю.Д., Свешников М.Л., Сокольский А.Г., Тимошкова Е.И. и др. Астероидно-кометная опасность. С Пб.: ИТА РАН, 1996. 243 с.

Статья поступила в редакцию 28.01.2013 г.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ПО ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМ КРИТЕРИЯМ ЗАПАСОВ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ПОЛЯРИЗОВАННЫХ ДВУХПОЗИЦИОННЫХ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ КЛАПАНОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

**Ю.Н. Рыкунич\***,  
office@kckba.kiev.ua;  
**J.N. Rikunich\*\***

**Е.И. Барилюк**,  
аспирант\*,  
eugen.barilyuk@gmail.com;  
**E.I. Barilyuk\*\***

*В статье рассматриваются основные эксплуатационные изменения технического состояния поляризованных двухпозиционных электромагнитных пневматических клапанов, возникающие в процессе выработки ими установленного ресурса. На основании использования энергетических критериев даются рекомендации по повышению эксплуатационной надежности клапанов путем рационального выбора запасов их работоспособности при проектировании.*

*Ключевые слова:* электромагнитный пневматический клапан; техническое состояние; ресурс; надежность; запас работоспособности.

### ВВЕДЕНИЕ

Пневматические клапаны с электромагнитным приводом (далее электромагнитные клапаны – ЭМК), представляют собой технические устройства для управления потоком рабочей среды в различных системах космических летательных аппаратов (КЛА). ЭМК широко используются в системах ориентации и стабилизации, в системах управления двигателями малой тяги, в других системах КЛА.

Ведущей организацией на Украине по разработке и выпуску ЭМК для изделий авиационно-космической техники является ПАО «Киевское центральное конструкторское бюро арматуростроения» (далее КЦКБА). Примеры некоторых изделий разработки КЦКБА приведены на рисунке 1.

Конструктивно ЭМК состоит из двух узлов: исполнительного механизма и приводного устройства, в качестве которого используется электромагнитный привод (ЭМП).

\* ПАО «Киевское центральное конструкторское бюро арматуростроения», Украина, г. Киев.

## RESEARCH OF SERVICEABILITY RESERVE OF ENGINE INSTALLATIONS TWO-POSITION POLARIZED ELECTROMAGNETIC VALVES BY ENERGY CRITERIA

**Л.Г. Александров**,  
кандидат технических наук,  
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,  
Россия, Московская область,  
г. Химки,  
makarov@laspace.ru;  
**L.G. Alexandrov**

*This article focuses on the main operational changes of the technical condition of two-position polarized electromagnetic pneumatic valves that occur during specified service life.*

*Using energy criteria, recommendations for increasing valves serviceability via rational choice of their serviceability reserve at the design stage are given.*

*Key words:*  
electromagnetic valve;  
technical condition;  
lifetime;  
reliability;  
serviceability reserve.



**a**

\*\* PC «Kiev Central Design Bureau of Valves», Ukraine, Kiev.



**б**



**а**

**а** – управляющий клапан двигателя малой тяги системы стабилизации КА; **б** – кислородная ветка пневмоблока дозаправки орбитальной станции; **в** – пневмоблок подачи кислорода к электрохимическим генераторам системы электропитания КА.

**рисунок 1.** Малогабаритные электромагнитные клапаны в изделиях разработки КЦКБА

ЭМП имеют весьма разнообразное конструктивное выполнение, различаются по способу включения и по своим основным характеристикам. В системах КЛА, как правило, используются клапаны с ЭМП постоянного тока. Практическое применение в космической технике получили малогабаритные ЭМК со следующими типами электромагнитных приводов (Кармугин Б.В., 1980):

- однопозиционный втягивающий нейтральный (типа ОВ);

- однопозиционный толкающий нейтральный (типа ОТ);
- двухпозиционный втягивающий поляризованный (типа ДВ);
- двухпозиционный толкающий поляризованный (типа ДТ);
- двухпозиционный толкающе-втягивающий поляризованный (типа ДТВ).

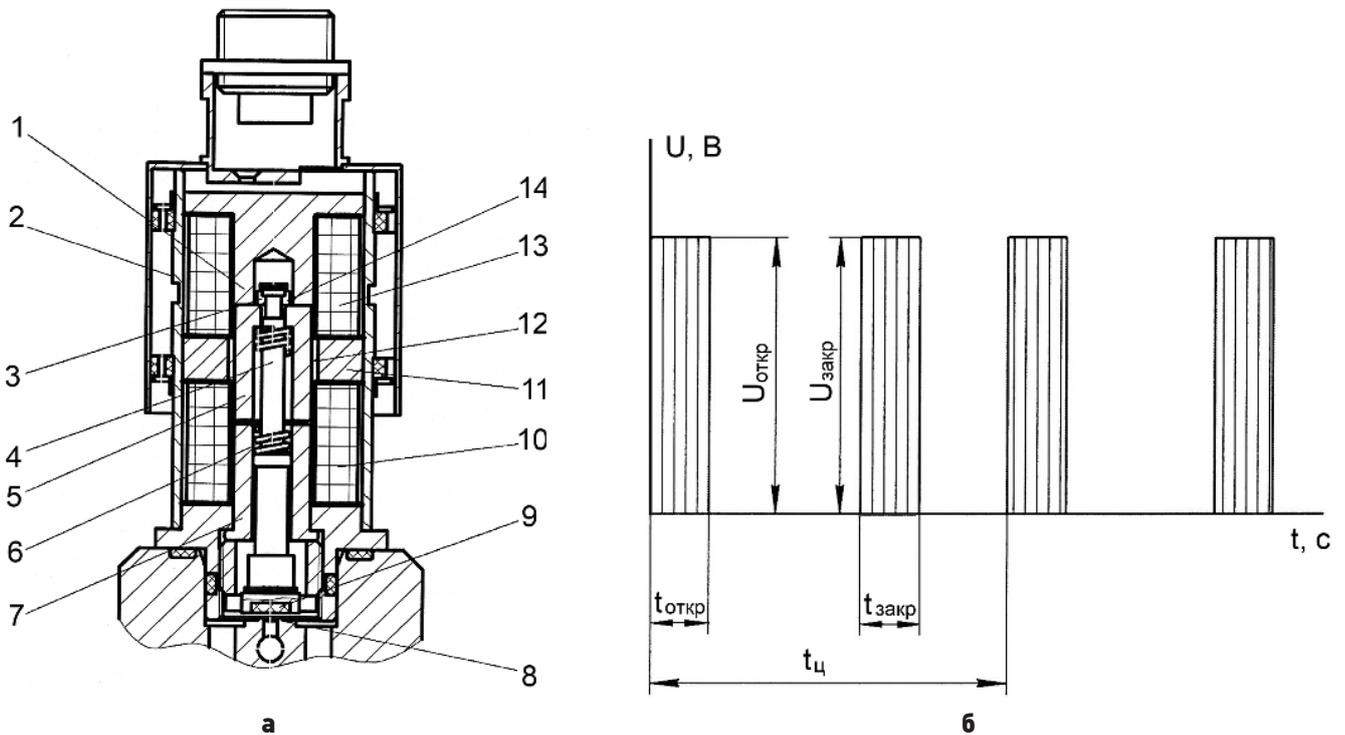
## 1. Цель исследований

Среди ЭМК, применяемых в двигательных установках КЛА, следует выделить группу клапанов с электромагнитным приводом типа ДТВ. Эти изделия потребляют минимальное количество электрической энергии, которая расходуется только на перемещение подвижной системы привода в момент открытия или закрытия клапана, а удержание запорного органа в открытом или закрытом положении обеспечивается за счет магнитного потока постоянного магнита, встроенного в конструкцию привода. Другим преимуществом этой группы клапанов является их повышенное быстродействие (время открытия и закрытия клапана в среднем 8...12 мс). Такое быстродействие обеспечивается за счет высокой скорости перемещения элементов подвижной системы клапана, что, в свою очередь, приводит к возникновению интенсивных периодических ударных эксплуатационных нагрузок и вызываемых ими усталостных деформаций и разрушений механических элементов клапана.

Характерными отказами таких ЭМК в эксплуатации является разрушение стержневых элементов (штоков), с помощью которых реализуется кинематическая связь электромагнитного привода с исполнительным элементом клапана (Хильчевский В.В. и др., 1989; Рыкунич Ю.Н. и др., 2002). Поэтому важнейшая задача разработчика на этапе проектирования состоит в выборе такого запаса работоспособности изделия, который бы предотвращал усталостные разрушения элементов подвижной системы клапана в течение периода его нормальной эксплуатации, заданного техническим заданием.

Это и определило цель исследований, которая заключалась в разработке научно обоснованных рекомендаций по обеспечению требований по безотказности ЭМК с приводом типа ДТВ в течение периода их штатной эксплуатации за счет выбора необходимых запасов работоспособности изделия на этапе его проектирования.

Решение поставленной задачи находится на стыке двух научно-технических проблем: теории механического удара и теории усталостной долговечности. Каждая из них достаточно широко освещена в литературе, однако попытка воспользоваться результатами этих работ для получения аналитического решения поставленной задачи применительно к ЭМК рассматриваемого типа



**а** – конструктивная схема клапана:

**1** – верхний стоп; **2** – корпус клапана; **3** – шейка штока; **4** – шток; **5** – ползун (якорь); **6** – пружина; **7** – нижний стоп; **8** – седло; **9** – золотник с резиновой вставкой; **10** – нижняя обмотка; **11** – постоянный магнит; **12** – трубка разделительная; **13** – верхняя обмотка; **14** – шайба стопорная;

**б** – форма управляющих электрических импульсов.

**рисунок 2.** Поляризованный двухпозиционный электромагнитный клапан

неизбежно встречает существенные трудности. Дело в том, что исследователи, изучающие механический удар, как правило, рассматривают различные аспекты одиночных ударов. А в работах по усталостной долговечности конструкций предполагается неударный характер приложения нагрузки. Поэтому, с учетом упомянутых обстоятельств, в настоящих исследованиях был выбран эмпирический путь решения поставленной задачи на основании результатов ресурсных испытаний клапанов с приводом типа ДТВ.

## 2. Результаты экспериментальных исследований

В качестве объекта экспериментальных исследований был выбран пневматический поляризованный двухпозиционный электромагнитный клапан, используемый в двигательной установке КЛА (рисунок 1а). Конструктивная схема клапана и форма управляющих сигналов приведена на рисунке 2.

Конструктивной особенностью привода ДТВ является наличие в его подвижной части стержневого элемента – штока 4, с помощью которого осуществляется передача управляющего усилия от привода на затвор клапана.

Были проведены ресурсные испытания пяти клапанов до полного их отказа. В процессе испытаний периодически, через каждые 20 тыс. циклов

срабатывания (один блок-цикл) контролировались основные функциональные параметры клапанов (напряжение открытия  $U_{откр}$ , время открытия  $t_{откр}$ , напряжение закрытия  $U_{закр}$ , время закрытия  $t_{закр}$ ) и определялся ход золотника  $x_{зол}$ . Для клапанов, сошедших с испытаний, проводился микрообмер и фотографирование деталей клапана, а также анализ контактирующих поверхностей и мест разрушения механических элементов клапана.

Анализ полученных экспериментальных данных показал, что при обработке клапанов с приводом типа ДТВ имеют место следующие деградиционные процессы, изменяющие их техническое состояние:

при открытии клапана (перемещение подвижной системы ЭМП от седла);

- ударное циклическое контактирование ползуна 5 и шайбы 14, что приводит к выкрашиванию вследствие усталости материала торцевых контактных поверхностей и изменению относительного положения деталей привода 3 и 14;

- циклическое приложение распределенного импульсного усилия, нормального к площади контакта шайбы 14 и головки штока 4, что приводит к изменению формы деталей вследствие накопления односторонних пластических деформаций, изменения взаимного положения деталей и накопления микроповреждений в материале штока;

- ударное циклическое контактирование ползуна



**рисунок 3.** Примеры пластической деформации и разрушения стопорной шайбы и шейки штока

5 и верхнего стопа 1, приводящее к деградации макрорельефа поверхностей контакта;

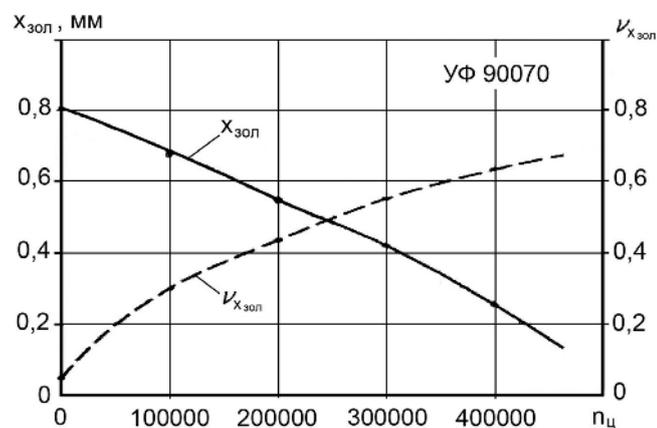
при закрытии клапана (перемещении подвижной системы ЭМП к седлу):

- ударное циклическое контактирование золотника 9 и седла 8, что приводит к образованию кольцевого углубления на поверхности резинового уплотнения, вмонтированного в золотник;

- ударное циклическое контактирование ползуна 5 и нижнего стопа 7, приводящее к деградации торцевых поверхностей контакта.

Таким образом, выявлено, что в процессе отработки ресурса в ЭМК с приводом типа ДТВ имеет место пластическая деформация деталей подвижной системы клапана и после определенной наработки разрушение шейки штока (рисунок 3), что ограничивает ресурс изделия. Экспериментально полученный закон распределения отказов клапана вследствие разрушения его штока (Рыкунич Ю.Н. и др., 2002) близок к логнормальному, что является характерным для усталостных разрушений.

Экспериментальным путем получены зависимости изменения основных параметров клапана от наработки. Установлено, что для ЭМК с приводом типа ДТВ в процессе отработки ресурса вследствие указанных выше изменений технического состояния деталей клапана имеет место небольшое уменьшение напряжения  $U_{откр}$  и времени  $t_{откр}$  открытия клапана, небольшое увеличение напря-



**рисунок 4.** Изменения хода золотника клапана и коэффициента вариации данного параметра от количества циклов срабатывания

жения  $U_{закр}$  и времени  $t_{закр}$  закрытия клапана и существенное уменьшение хода золотника  $x_{зол}$  (рисунок 4) в основном за счет изменения положения ползуна относительно стопорной шайбы и штока вследствие выработки кольцевой канавки на торцевой поверхности ползуна и пластической деформации деталей подвижной системы клапана (прежде всего удлинения шейки штока). Уменьшение хода золотника клапана с наработкой сопровождается увеличением коэффициента вариации  $\nu_{x_{зол}}$  изменения параметра. При уменьшении величины  $x_{зол}$  от 0,8 мм до критической (0,1 мм) происходит отказ клапана.

Рассматривая процесс накопления усталостных повреждений в стержневых элементах ЭМК с физической точки зрения, можно констатировать, что скорость деградационных процессов в элементах подвижной системы привода клапана связана с величиной кинетической энергии перемещения контактирующих деталей. Можно с достаточной долей уверенности предположить, что определенная часть кинетической энергии подвижной системы ЭМП клапана переходит при его открытии и закрытии в потенциальную энергию деформации конструкционного материала штока, а оставшаяся часть рассеивается вследствие трения или в специально установленном демпфирующем элементе. По мере увеличения числа срабатываний клапана количество указанных энергетических переходов растёт, что и приводит к разрушению конструкции. Таким образом, с энергетической точки зрения условием неразрушения шейки штока клапана в процессе наработки ресурса будет выполнение неравенства

$$E_k^{PC} (1 - K_{рас}) n_{ц} < E_{ккр}^{\Sigma} \quad (1)$$

где  $E_k^{PC}$  – удельная кинетическая энергия подвижной системы ЭМП клапана, которая в первом приближении может быть определена как

$$E_k^{PC} = \frac{m V_{ср}^2}{2} / f_{ср.эл.мин}$$

$m$  – масса подвижной системы ЭМП;

$V_{ср}$  – средняя скорость перемещения подвижной системы ЭМП;

$f_{ср.эл.мин}$  – минимальная площадь поперечного сечения стержневого элемента ЭМП;

$K_{рас}$  – коэффициент рассеивания, зависящий от кинематической схемы подвижной системы ЭМП и наличия в ней специального демпфирующего элемента;

$n_{ц}$  – количество блок-циклов срабатывания клапана;

$E_{ккр}^{\Sigma}$  – критическое значение накопленной в материале штока удельной кинетической энергии, при котором происходит разрушение шейки штока.

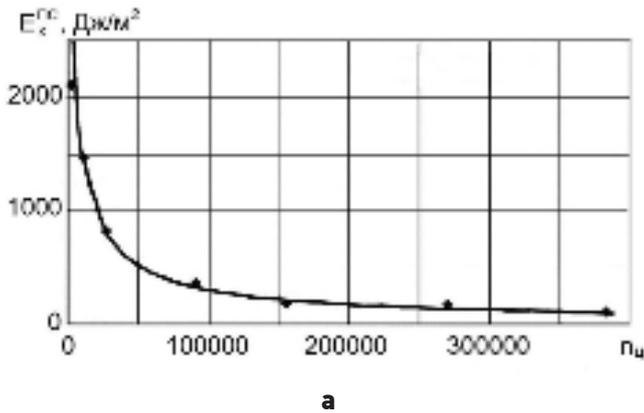
Средняя скорость перемещения подвижной системы ЭМП клапана  $V_{ср}$  в первом, достаточном для инженерных расчетов, приближении может

быть определена как  $V_{cp} \approx h/t$ , где  $h$  – перемещение стержневого элемента (штока) клапана при его срабатывании;  $t$  – время срабатывания клапана.

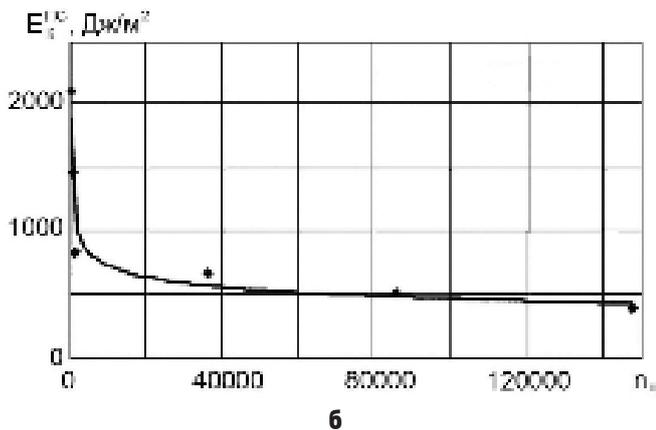
Может быть определено критическое значение удельной кинетической энергии подвижной системы электропривода клапана, превращающее неравенство (1) в равенство

$$E_{K_{кр}}^{PC} = \frac{E_{K_{кр}}^{\Sigma}}{(1 - K_{рас})n_{ц}} \quad (2)$$

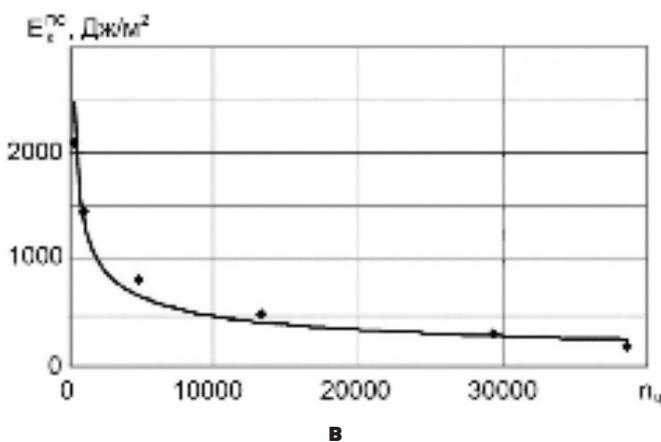
Из выражения (2) следует, что зависимость



а



б



в

**а** – сталь 08X18N10T; **б** – титан BT1-0; **в** – алюминий АК4-1.

**рисунок 5.** Зависимости наработки клапана до разрушения шейки штока от уровня удельной кинетической энергии его подвижной системы для разных конструкционных материалов

$E_{K_{кр}}^{PC} = \varphi(n_{ц}, K_{рас}, E_{K_{кр}}^{\Sigma})$  представляет собой гиперболу и характеризует для данного конструкционного материала стержневого элемента критический уровень удельной кинетической энергии перемещения подвижной системы ЭМП клапана, превышение которого при определенной наработке приводит к разрушению стержневого элемента от усталости.

На рисунке 5 представлены результаты экспериментального исследования по определению наработки клапана  $n_p$  до разрушения шейки штока от уровня удельной кинетической энергии его подвижной системы для разных конструкционных материалов. Полученные экспериментальные кривые характеризуют гранично-допустимый уровень удельной кинетической энергии перемещения подвижной системы ЭМП клапана, превышение которого при определенной наработке  $n_p$  приводит к разрушению его стержневого элемента (штока) от усталости. Экспериментальные результаты хорошо согласуются с теоретической зависимостью (2). На каждом уровне  $E_K^{PC}$  значения наработки клапана до разрушения его стержневого элемента (штока)  $n_p$  имеют природное рассеивание, которое определяется среднеквадратическим отклонением  $S_{n_p}$ .

Наличие рассеивания кинетической энергии подвижной системы ЭМП, оцениваемого с помощью коэффициента  $K_{рас}$ , меньшего единицы, делает зависимость  $E_{K_{кр}}^{PC} = \varphi(n_{ц}, K_{рас}, E_{K_{кр}}^{\Sigma})$  более полой. При введении в подвижную систему электромагнитного привода клапана демпфирующих (рассеивающих энергию удара) элементов эта зависимость становится еще более полой, что увеличивает размер зоны работоспособности клапана под кривой  $E_{K_{кр}}^{PC} = \varphi(n_{ц}, K_{рас}, E_{K_{кр}}^{\Sigma})$ .

На основании полученных зависимостей может быть определен коэффициент запаса усталостной работоспособности стержневых элементов ЭМК по критерию удельной кинетической энергии подвижной системы электромагнитного привода клапана  $\eta_E$  как соотношение

$$\eta_E = \frac{[E_K^{PC}]_{n_p}}{(E_K^{PC})_0},$$

где  $[E_{K_{кр}}^{PC}]_{n_p}$  – критический уровень удельной

кинетической энергии подвижной системы электромагнитного привода клапана, который соответствует количеству его срабатываний  $n_p$  до разрушения;

$(E_K^{PC})_0$  – удельная кинетическая энергия

подвижной системы ЭМП нового клапана после его изготовления.

Рекомендуется следующая аналитическая зависимость для определения запасов усталостной работоспособности стержневых элементов ЭМК с приводом типа ДТВ (*Рыкунич Ю.Н. и др.*, 2007):

$$\eta_E = k_\chi (1,414[u]^{T3} \cdot v_{E_{k0}} + 1),$$

где  $k_\chi$  – поправочный коэффициент, учитывающий отличие закона распределения величины  $(E_k^{PC})_{n_p}$  от нормального;

$[u]^{T3}$  – допустимая величина квантиля нормального распределения  $u$ , которая определяется по таблицам функции нормированного нормального распределения в зависимости от заданной в Техническом задании (ТЗ) вероятности выработки клапана назначенного ресурса;

$v_{E_{k0}}$  – коэффициент вариации параметра  $(E_k^{PC})_0$  в начальном сечении процесса при нулевой наработке.

Для определения уровня удельной кинетической энергии перемещения подвижной системы электромагнитного привода ЭМК, при котором обеспечивается необходимая вероятность неразрушения стержневого элемента клапана в процессе выработки ресурса, рекомендуется использовать зависимость

$$(E_k^{PC})_0 = \frac{[E_k^{PC}]_{n_p}}{k_\chi (1,414[u]^{T3} \cdot v_{E_{k0}} + 1)}.$$

### **3. Мероприятия по повышению эксплуатационной надежности клапанов с поляризованным двухпозиционным электромагнитным приводом**

Для реализации результатов выполненных исследований в КЦКБА были осуществлены:

1. Разработка стандарта предприятия СТУ КЦКБА–273:2012 «Методика расчета запасов работоспособности электромагнитных клапанов при проектировании», основные положения которых изложены в работах (*Рыкунич Ю.Н. и др.*, 2007; *Рыкунич Ю.М.*, 2012), внедрение которого позволяет уже на ранних этапах проектирования новых ЭМК заложить в их конструкцию необходимые запасы работоспособности с учетом прогнозирования возможных эксплуатационных изменений технического состояния клапанов в процессе выработки ресурса.

2. Разработка рекомендаций по усовершенствованию конструкций ЭМК с приводом типа ДТВ с це-

лью повышения их эксплуатационной надежности за счет:

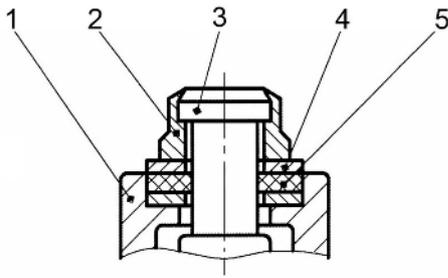
- изменения геометрии деталей и узлов ЭМК с целью увеличения площади ударного контакта элементов клапана, увеличения поперечного сечения шейки штока, снижения влияния концентраторов напряжений;
- использования в подвижной системе ЭМП клапана устройств демпфирования для рассеивания части энергии ударного импульса;
- выбора конструкционных материалов, более стойких к влиянию ударных нагрузок.

Так как наиболее слабым звеном электромагнитного клапана с приводом ДТВ является узел соединения ползуна (якоря) со штоком, то основная часть разрабатываемых мер была направлена на совершенствование этого узла. Эффективность доработок конструкции ЭМК, эффект от внедрения которых было сложно оценить аналитическими методами, проверялся экспериментально на натуральных моделях клапанов.

Весьма эффективным оказалось введение в кинематическую цепочку передачи усилий от электромагнита к золотнику клапана демпфирующего элемента, рассеивающего часть кинетической энергии ударного импульса, т.е. увеличения коэффициента  $K_{pac}$  в выражении (2). В качестве демпфирующего элемента рекомендуется использовать плоские прокладки из резины или полиуретана, стандартные резиновые кольца или металлические пружины. Экспериментальная проверка эффективности такого решения была проверена на штатном ЭПМ УФ 098190, используемом в ЭМК УФ 96414-010. В качестве демпфирующего элемента применялись плоские прокладки из резины ИРП-1338 толщиной 2 мм (рисунок 6).

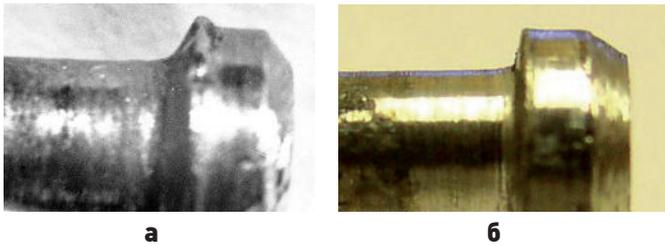
Введение демпфирующего элемента привело к незначительному снижению быстродействия клапана: увеличению времени открытия клапана с нулевой наработкой с 32,5 мс до 36,3 мс и времени закрытия – с 44,5 мс до 46,2 мс. Однако при этом существенно увеличилась наработка клапан до усталостного разрушения его стержневого элемента.

При ресурсных испытаниях пяти образцов клапанов УФ 96414-010 в штатном исполнении разрушение их стержневых элементов, выполненных из сплава 08Х18Н10Т, наступило при наработках 6500, 6500, 10000, 12000 и 20000 циклов. При тех же условиях были испытаны два образца модернизированного клапана УФ 96414-010 с демпфирующими резиновыми прокладками. Испытания были приостановлены после наработки 100000 циклов. Разрушение штоков у этих клапанов не зафиксировано. По результатам дефектации элементов клапанов с демпфирующей прокладкой после отработки 100000 циклов срабатывания существенных изменений технического состояния элементов их подвижной системы не



1 – ползун; 2 – стопорная шайба; 3 – шток; 4 – шайба; 5 – пружинный элемент с малой жесткостью.

**рисунок 6.** Демпфирующее устройство в кинематической цепочке подвижной системы электромагнитного привода клапана



**а** – головка штока клапана в штатном исполнении;  
**б** – головка штока клапана с демпфирующим элементом.  
**рисунок 7.** Головки штоков клапанов после наработки 20000 циклов

выявлено, в том числе не выявлено существенных формоизменений головки штоков, что характерно для клапанов в штатном исполнении.

На рисунке 7 для сравнения показаны фото головок штоков испытываемых клапанов после наработки 20000 циклов для клапана в штатном изготовлении (а) и для клапана с демпфирующим элементом (б).

Для уменьшения выкрашивания торцевой поверхности ползуна рекомендуется в зоне контакта со стопорной шайбой запрессовывать втулку с более износостойким к ударным нагрузкам материалом, например, из стали ХВГ (конструкция защищена патентом Украины № 12621 от 15.02.2006 г.). Проведенные ресурсные испытания ЭМК с доработанным ползуном показали эффективность проведенной доработки. После 100000 срабатываний клапана поверхность ползуна в зоне контакта со стороной шайбой оказалась практически неповрежденной.

## заключение

Обобщение результатов проведенных исследований изменения технического состояния элементов и узлов ЭМК с приводом типа ДТВ в процессе выработки ресурса позволяет заключить следующее.

1. Экспериментально-теоретическим путём определено влияние кинетической энергии подвижной системы электромагнитного привода на работоспособность поляризованных двухпозиционных электромагнитных клапанов.

2. Выявлены основные деградационные процессы в элементах и узлах ЭМК с приводом типа ДТВ. Установлено, что наиболее слабым узлом клапана, лимитирующим его ресурс, является узел соединения ползуна (якоря) со штоком, элементы которого подвергаются воздействию интенсивных циклических ударных нагрузок. При определенной наработке происходят существенные формоизменения головки штока, уменьшение подъема золотника над седлом и разрушение шейки штока.

3. Экспериментальным путем получены зависимости граничной наработки клапанов до разрушения их стержневых элементов, выполненных из разных конструкционных материалов, от величины удельной кинетической энергии подвижной системы ЭМП клапана.

4. Разработан и внедрен в ПАО «Киевское центральное конструкторское бюро арматуростроения» в практику проектирования малогабаритных ЭМК стандарт предприятия СТУ КЦКБА–273:2012 «Методика расчета запасов работоспособности электромагнитных клапанов при проектировании».

5. На основании выявленного влияния кинетической энергии подвижной системы электромагнитного привода на работоспособность ЭМК с приводом типа ДТВ разработаны и внедрены рекомендации по уменьшению интенсивности ударных циклических нагрузок на элементы клапана и повышению его эксплуатационной надежности.

## список литературы

Кармугин Б.В., Кисель В.Л., Лазебник А.Г. Современные конструкции малогабаритной пневмоарматуры. К.: Техніка, 1980. 295 с.

Рыкунич Ю.Н., Ситников А.Е., Лабунец В.Ф. и др. Исследование изменения технического состояния элементов пневмоклапанов с электромагнитным приводом // Вестник Национального технического университета Украины «Киевский политехнический институт». Машиностроение. Т. 1, вып. 42. Киев: НТУУ «КПИ», 2002. С. 174-178.

Рыкунич Ю.Н., Ситников А.Е., Федоричко Я.Б. и др. Выбор запасов работоспособности электромагнитных клапанов с использованием энергетического метода // Вісник Східноукраїнського національного університету ім. В. Даля, 2007. № 3 (109), ч. 2. С. 128-132.

Рыкунич Ю.М. Визначення запасів працездатності малогабаритних електромагнітних клапанів // Промислова гідраліка і пневматика, 2012. № 2 (36). С. 85-91.

Хильчевский В.В., Ситников А.Е., Ананьевский В.А. Надежность трубопроводной пневмогидроарматуры. М.: Машиностроение, 1989. 208 с.

Статья поступила в редакцию 15.04.2013 г.

## К ВОПРОСУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С МАРШЕВОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ОКОЛОЛУННОГО ПРОСТРАНСТВА

*В.М. Кульков,*  
кандидат технических наук\*,  
vmk\_1@mail.ru;  
*V.M. Kulikov\*\*\**

*Ю.Г. Егоров\*,*  
yueg@mail.ru;  
*Yu.G. Egorov\*\*\**

*А.Е. Шаханов,*  
аспирант\*\*,  
shakhanov@laspace.ru;  
*A.E. Shakhanov\*\*\*\**

*Р.В. Ельников,*  
кандидат технических наук,  
ФГУП «ЦНИИмаш», Россия,  
Московская область, г. Королев,  
elnikov\_rv@mail.ru;  
*R.V. Elnikov*

*В статье рассматриваются аспекты проектирования малых аппаратов (МКА) с маршевой электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ), предназначенных для исследования окололунного пространства. Приводятся результаты проектно-баллистического анализа перелета на орбиту искусственного спутника Луны (ОИСЛ); проведен сравнительный анализ эффективности применения различных типов электроракетных двигателей в составе ЭРДУ; определен возможный проектный облик и предложен состав МКА с ЭРДУ. Оценены параметры ЭРДУ МКА, предназначенного для выполнения перелета по маршруту «промежуточная орбита искусственного спутника Земли (ОИСЗ) – ОИСЛ».*

*Ключевые слова:* малые космические аппараты; электроракетная двигательная установка; исследование окололунного пространства.

### ВВЕДЕНИЕ

Луна и окололунное пространство занимают важное место в космических исследованиях. Аппаратуру для таких исследований можно разместить на малых космических аппаратах с электроракетной двигательной установкой. Спектр задач, решаемых с помощью МКА с ЭРДУ в окололунном пространстве, достаточно широк. Одним из преимуществ МКА с маршевой ЭРДУ является возможность выполнения перелета на ОИСЛ с малой тягой, после выведения попутным запуском, что существенно снижает стоимость космической системы.

Маршевая ЭРДУ обеспечивает довыведение МКА с промежуточной орбиты на окололунную орбиту, коррекцию орбиты, изменение параметров

\* Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

\*\* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

## ON THE ISSUE OF DESIGN OF SMALL SPACECRAFT WITH SUSTAINER ELECTRIC PROPULSION UNIT INTENDED FOR NEAR-MOON EXPLORATION

*A.M. Krainov\*\*,*  
krainov@laspace.ru;  
*A.M. Krainov\*\*\*\**

*The article considers aspects of small spacecraft (SSC) design with sustainer electric propulsion unit (EPU) intended for near-moon exploration.*

*This paper presents the results of design and ballistic analysis of flight into artificial lunar satellite orbit. A comparative analysis of the operational effectiveness of different types of electric propulsion engines of the electric propulsion unit is presented. The possible configuration and the composition of small spacecraft with electric propulsion are defined. The parameters of electric propulsion unit of SSC designed for cruise from Earth intermediate orbit to artificial lunar satellite orbit are estimated.*

*Key words:*  
small spacecraft;  
electric propulsion unit;  
near-moon exploration.

ОИСЛ в широких пределах в соответствии с задачами исследования окололунного пространства.

### 1. Типы электроракетных двигателей, применимых в составе ЭРДУ малых космических аппаратов

Исследование возможности применения электроракетных двигателей малой мощности с повышенной тяговой эффективностью для перспективных МКА позволяет дать рекомендации по выбору рациональных схем и характеристик электроракетной двигательной установки.

Высокий удельный импульс, возможность регу-

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

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

лирования в широких пределах выходных характеристик, приемлемые значения массы и габаритов ЭРДУ на базе ионных двигателей и стационарных плазменных двигателей определяют эффективность их применения в составе МКА.

Для широкого спектра задач, выполняемых МКА, актуально использование ионных двигателей. Ионные двигатели в настоящее время используются на зарубежных космических аппаратах в качестве двигателей коррекции и ориентации, а также для решения маршевых задач.

Двигатели малой тяги, к которым относятся стационарные плазменные двигатели, имеют преимущества для МКА по техническим характеристикам, массе, габаритам, степени отработанности. Также такие двигатели обладают приемлемыми для рассматриваемых задач значениями мощности, тяги и удельного импульса с возможностью их регулирования в широком диапазоне.

На рисунке 1 показаны возможные варианты электроракетных двигателей в составе ЭРДУ МКА: ионный двигатель RIT-10 разработки EADS Astrium (Германия) (*EADS Astrium Ion Propulsion Systems*, 2013), стационарные плазменные (холловские) двигатели СПД-70 и



а – RIT-10; б – СПД-70; в – СПД-100; г – КМ-60.

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

СПД-100 разработки ОКБ «Факел» (*Продукция ОКБ «Факел»*, 2013), КМ-60 разработки ГНЦ ФГУП «Центр им. М.В. Келдыша» (*Васин А.И. и др.*, 2013). В таблице 1 приведены параметры этих электроракетных двигателей.

Электроракетная двигательная установка предназначена для создания импульсов тяги при помощи электроракетных двигателей для перевода КА с промежуточной ОИСЗ на целевую ОИСЛ, а также для проведения коррекций. Электроракетная двигательная установка 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 (*Платов И.В.*, 2013).

Блок хранения ксенона, включающий баки с рабочим телом, предназначен для хранения ксенона и подвода его в блок подачи ксенона. Блок подачи ксенона, выполняющий функции редуктора, предназначен для подачи ксенона от блока хранения ксенона в блоки управления расходом (блоки газораспределения) с обеспечением заданных параметров давления на выходе при заданных значениях расхода.

Система преобразования и управления обеспечивает преобразование энергии солнечной батареи в напряжение и токи, требуемые для питания элементов ЭРДУ, прием команд управления от бортового комплекса управления (*Парцевский Н.С. и др.*, 2013), запуск двигателей и обеспечение их рабочего режима работы, управление подсистемами ЭРДУ, выдачу информации о работе ЭРДУ в БКУ.

Применение механизма ориентации двигателя позволяет с достаточной точностью обеспечивать регулирование положения вектора тяги двигателей при функционировании ЭРДУ. Это дает возможность компенсировать изменение центра масс МКА при выработке рабочего тела и обеспечить частичную разгрузку двигателей-маховиков.

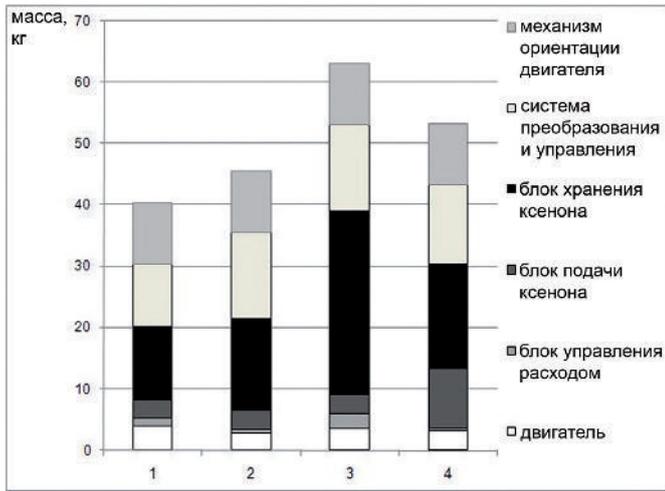
На рисунке 2 показано распределение массы ЭРДУ на базе различных типов двигателей по ее подсистемам.

Потребности электроракетных двигателей в электроэнергии принято оценивать отношением

**таблица 1** – Параметры электроракетных двигателей, рассматриваемых для ЭРДУ МКА

параметры двигателя	двигатель			
	RIT-10	СПД-70	СПД-100	КМ-60
потребляемая электрическая мощность, Вт	600	650	1350	672
удельный импульс, Нс/кг	33000	14250	14715	16850
тяга, мН	15	40	83	36
тяговый КПД	0,4	0,44	0,50	0,45
ресурс, час	20000	3100	9000	4100
масса, кг	3,9	2,7	3,5	3,15

**К ВОПРОСУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С МАРШЕВОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ОКОЛОЛУННОГО ПРОСТРАНСТВА**



1 – RIT-10; 2 – СПД-70; 3 – СПД-100; 4 – КМ-60.

**рисунок 2.** Масса подсистем ЭРДУ

потребляемой двигателем мощности  $N$  к создаваемой тяге  $R$ :  $C_T = N/R$ .

Величина  $C_T$  связана с основными параметрами двигателя: удельным импульсом  $J_{уд}$  и полным тяговым КПД  $\eta_T$ :  $C_T = J_{уд} / 2\eta_T$ .

Для каждого типа электроракетного двигателя характерен диапазон  $C_T$ ,  $J_{уд}$  и  $\eta_T$ , в котором обеспечивается необходимая эффективность его работы. Так, ионные двигатели рассматриваемого диапазона мощности имеют  $J_{уд} = 20000 \dots 50000$  Нс/кг,  $C_T = 15000 \dots 30000$  Вт/Н; для стационарных плазменных двигателей характерны  $J_{уд} = 10000 \dots 30000$  Нс/кг,  $C_T = 10000 \dots 25000$  Вт/Н.

**2. Схемы перелета лунного МКА**

Анализируется перелет МКА с начальной орбиты искусственного спутника Земли на конечную орбиту искусственного спутника Луны (рисунок 3).

Рассматривается схема перелета лунного МКА, включающая следующие этапы:

- компланарный межорбитальный перелет МКА из перицентра начальной околоземной орбиты на промежуточную круговую ОИСЗ;
- перелет с промежуточной ОИСЗ в коллинеарную точку либрации  $L_1$  системы «Земля-Луна»;
- перелет из  $L_1$  на конечную круговую ОИСЛ.

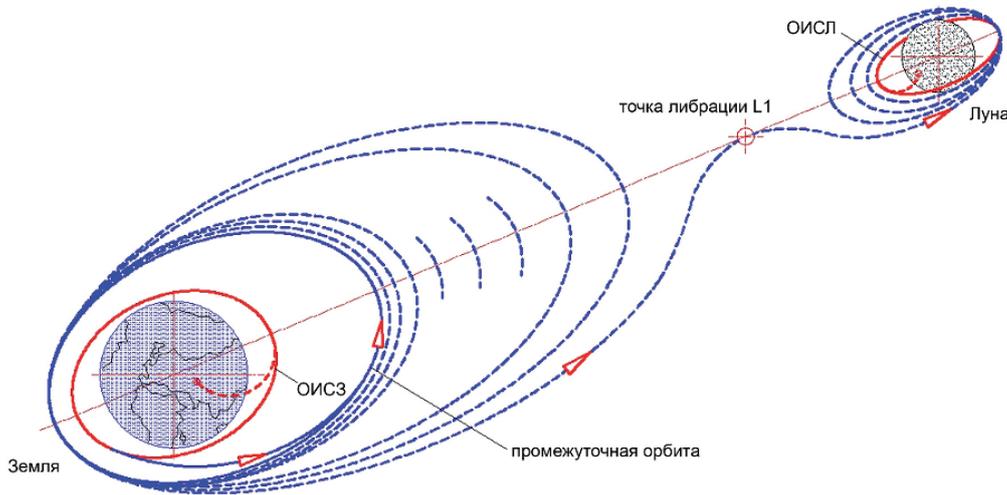
В таблице 2 приведены характерные промежуточные ОИСЗ.

В качестве конечной ОИСЛ рассматривается круговая селеноцентрическая орбита высотой 100 км и наклоном  $90^\circ$ .

**3. Проектно-баллистический анализ**

Проведен проектно-баллистический анализ вариантов миссий лунного МКА для перелета с промежуточных орбит (см. таблицу 2) на ОИСЛ. Рассматриваются варианты МКА массой 150 и 300 кг с ЭРДУ на основе двигателей RIT-10, СПД-70, СПД-100 и КМ-60.

Моторное время перелета  $t_{п}$  и мощность ЭРДУ  $N$  определяется выражениями



**рисунок 3.** Схема перелета МКА с промежуточной ОИСЗ на конечную ОИСЛ в режиме малой тяги

**таблица 2** – Параметры промежуточных орбит

орбита	параметры орбиты			
	радиус перигея, км	радиус апогея, км	наклонение, град	аргумент перигея, град
орбита КА типа «Молния»	7371	45849	63,4	270
геопереходная орбита (ГПО)	6371	42154	47,8	0
геостационарная орбита (ГСО)	42164	42164	0	-
высокая круговая орбита (ВКО)	42164	42164	51,4	-
высокая эллиптическая орбита (ВЭО)	6871	306371	51,6	320

**таблица 3** – Баллистические характеристики перелета «ОИСЗ-ОИСЛ» (промежуточная орбита «Молния»)

тип двигателя	начальная масса МКА, кг	масса МКА на ОИСЛ, кг	масса рабочего тела ЭРДУ, кг	моторное время ЭРДУ, сутки
РИТ-10	150	116.01	33.99	848.65
	300	232.03	67.97	1697.30
СПД-70	150	88.32	61.68	253.77
	300	176.65	123.35	507.54
СПД-100	150	89.047	60.95	125.03
	300	178.09	121.91	250.06
КМ-60	150	95.83	54.17	293.07
	300	191.66	108.34	586.13

**таблица 4** – Баллистические характеристики перелета «ОИСЗ-ОИСЛ» (промежуточная орбита «ГПО»)

тип двигателя	начальная масса МКА, кг	масса МКА на ОИСЛ, кг	масса рабочего тела ЭРДУ, кг	моторное время ЭРДУ, сутки
РИТ-10	150	122.79	27.21	679.47
	300	245.58	54.42	1358.93
СПД-70	150	95.12	54.88	225.82
	300	190.23	109.77	451.64
СПД-100	150	96.57	53.43	109.60
	300	193.14	106.86	219.20
КМ-60	150	102.07	47.93	259.29
	300	204.15	95.85	518.58

**таблица 5** – Баллистические характеристики перелета «ОИСЗ-ОИСЛ» (промежуточная орбита «ГСО»)

тип двигателя	начальная масса МКА, кг	масса МКА на ОИСЛ, кг	масса рабочего тела ЭРДУ, кг	моторное время ЭРДУ, сутки
РИТ-10	150	132.76	17.24	430.51
	300	265.52	34.48	861.02
СПД-70	150	113.61	36.39	149.73
	300	227.22	72.78	299.46
СПД-100	150	114.67	35.33	72.48
	300	229.33	70.67	144.96
КМ-60	150	118.61	31.39	169.83
	300	237.22	62.78	339.67

**таблица 6** – Баллистические характеристики перелета «ОИСЗ-ОИСЛ» (промежуточная орбита «ВКО»)

тип двигателя	начальная масса МКА, кг	масса МКА на ОИСЛ, кг	масса рабочего тела ЭРДУ, кг	моторное время ЭРДУ, сутки
РИТ-10	150	127.06	22.94	572.93
	300	254.11	45.89	1145.85
СПД-70	150	108.39	41.61	171.20
	300	216.78	83.22	342.40
СПД-100	150	108.16	41.83	85.81
	300	216.33	83.67	171.63
КМ-60	150	113.97	36.03	194.96
	300	227.93	72.07	389.91

**таблица 7** – Баллистические характеристики перелета «ОИСЗ-ОИСЛ» (промежуточная орбита «ВЭО»)

тип двигателя	начальная масса МКА, кг	масса МКА на ОИСЛ, кг	масса рабочего тела ЭРДУ, кг	моторное время ЭРДУ, сутки
РИТ-10	150	121.71	28.29	706.35
	300	243.43	56.57	1412.70
СПД-70	150	100.71	49.29	202.82
	300	201.41	98.59	405.64
СПД-100	150	101.63	48.37	99.23
	300	203.25	96.75	198.45
КМ-60	150	107.031	42.97	232.47
	300	214.06	85.94	464.94

## К ВОПРОСУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С МАРШЕВОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ОКОЛОЛУННОГО ПРОСТРАНСТВА

**таблица 8** – Области применения электроракетных двигателей для выполнения задач перелета «ОИСЗ-ОИСЛ» (один двигатель в составе ЭРДУ)

тип двигателя	начальная масса МКА, кг	вариант промежуточной орбиты				
		«Молния»	ГПО	ГСО	ВКО	ВЭО
RIT-10	150		×	×	×	×
	300					
СПД-70	150					
	300					
СПД-100	150	×	×	×	×	×
	300	×	×	×	×	×
КМ-60	150			×		
	300					

**таблица 9** – Области применения электроракетных двигателей для выполнения задач перелета «ОИСЗ-ОИСЛ» (два двигателя в составе ЭРДУ)

тип двигателя	начальная масса МКА, кг	вариант промежуточной орбиты				
		«Молния»	ГПО	ГСО	ВКО	ВЭО
RIT-10	150	×	×	×	×	×
	300		×	×	×	×
СПД-70	150	×	×	×	×	×
	300					
СПД-100	150	×	×	×	×	×
	300	×	×	×	×	×
КМ-60	150	×	×	×	×	×
	300			×		

$$t_{\text{п}} = \frac{M_0 J_{\text{уд}}}{R} \left(1 - \exp \frac{-V_x}{J_{\text{уд}}}\right);$$

$$N = \frac{R J_{\text{уд}}}{2 \eta_{\text{T}}},$$

где  $t_{\text{п}}$  – моторное время перелета;  $M_0$  – начальная масса аппарата;  $J_{\text{уд}}$  – удельный импульс тяги;  $R$  – тяга двигателя;  $V_x$  – характеристическая скорость орбитального перелета;  $\eta_{\text{T}}$  – эффективный (тяговый) коэффициент полезного действия.

Баллистические характеристики перелета «ОИСЗ-ОИСЛ» определяются удельным импульсом  $J_{\text{уд}}$ , располагаемым начальным реактивным ускорением  $f_0 = R/M_0$  и суммарным импульсом тяги  $J_{\Sigma} = R \cdot t_{\text{п}}$ .

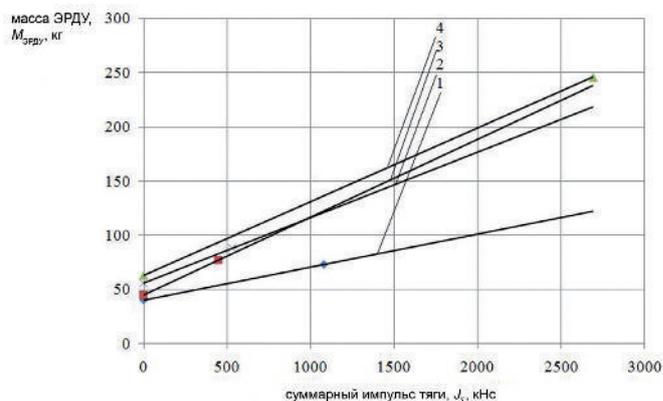
В результате проектно-баллистического анализа определяются потребный запас рабочего тела и масса МКА на ОИСЛ, а также моторное время перелета «ОИСЗ-ОИСЛ» (таблицы 3-7).

Исходя из располагаемого ресурса электроракетных двигателей анализируется возможность их применения для выполнения перелета по маршруту «ОИСЗ-ОИСЛ» с рассматриваемых промежуточных орбит. Для обеспечения требуемого ресурса количество двигателей в составе ЭРДУ варьируется от одного до двух (таблицы 8 и 9).

Эффективность применения различных двигателей определяется суммарной массой ЭРДУ (включая запас рабочего тела).

На рисунке 4 приведены результаты сравнительного анализа ЭРДУ на базе рассматриваемых типов двигателей (см. рисунок 2).

Масса ЭРДУ включает постоянную составляющую и массу, зависящую от суммарного импульса тяги (массу рабочего тела и блока хранения ксенона). ЭРДУ на основе RIT-10 обладает высокими харак-



1 – RIT-10; 2 – КМ-60; 3 – СПД-70; 4 – СПД-100.

**рисунк 4.** Зависимость массы ЭРДУ от суммарного импульса тяги

таблица 10 – Массовая сводка МКА

№ п/п	наименование	масса, кг
1	комплекс научной аппаратуры	16,0
2	бортовой комплекс управления	26,5
3	бортовой радиокомплекс и антенно-фидерная система	7,1
4	система энергоснабжения	54,0
5	двигательная установка	127,4
5.1	двигатель КМ-60	3,6
5.2	механизм ориентации двигателей	10,0
5.3	система преобразования и управления	16,7
5.4	блок управления расходом	0,4
5.5	блок подачи ксенона	9,7
5.6	бак ксенона и конструкция установки бака	17,0
5.7	рабочее тело (ксенон)	70,0
6	газовые двигатели, 12 шт.	8,0
7	средства обеспечения теплового режима (датчики, нагреватели, ЭВТИ)	4,0
8	бортовая кабельная сеть	9,0
9	конструкция	17,0
10	резерв	15,0
11	адаптер с системой отделения	13,0
	итога	297,00

теристиками по массе и ресурсу, но проигрывает по продолжительности перелета. Стационарные плазменные двигатели, несколько уступая ионным двигателям по энергомассовым характеристикам и располагаемому ресурсу, отличаются простотой конструктивного исполнения и надежностью, отработаны в условиях космического полета и в диапазоне рассматриваемых задач являются наиболее приемлемыми для их использования в составе ЭРДУ окололунного МКА. Эффективность применения различных типов стационарных плазменных двигателей определяется расходом рабочего тела и энергозатратами на выполнение маршевых задач. По этим показателям в диапазоне суммарного импульса до 1000 КНс рационально использовать ЭРДУ на базе СПД-70, в диапазоне выше 1000 КНс – ЭРДУ на основе КМ-60. Однако эти двигатели имеют ограниченный ресурс. Исходя из требуемого ресурса электроракетных двигателей для всех рассматриваемых вариантов приемлемым является двигатель СПД-100.

#### 4. Проектный облик МКА с маршевой ЭРДУ

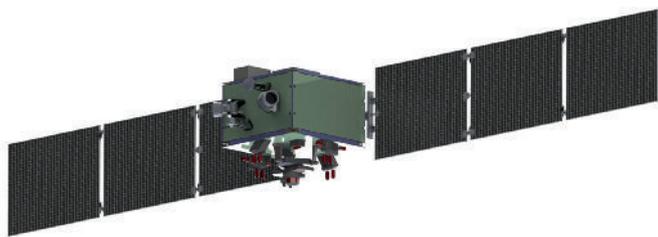
Обоснование возможности использования малых космических аппаратов, предназначенных для исследова-

ования окололунного пространства, предполагает разработку проектно-конструкторских принципов создания малых космических аппаратов с электроракетными двигателями (Власенков Е.В. и др., 2012; Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2010; Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В., 1994).

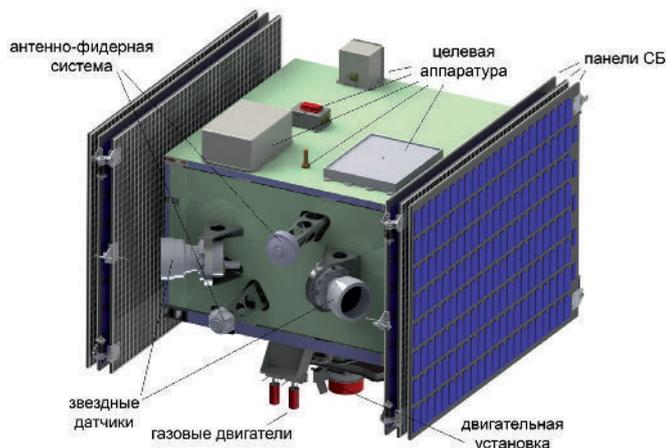
В связи с разнообразием задач применения малых космических аппаратов, с одной стороны, и широким диапазоном МКА по массе, мощности и размерам – с другой, актуальным является создание малых космических аппаратов на основе унифицированных космических платформ с электроракетными двигательными установками. Унификация сочетается с универсальностью и гибкостью целевого применения МКА, удовлетворяющих требованиям различных целевых нагрузок по массогабаритным характеристикам, энергоресурсу, условиям космической эксплуатации, надежности и стоимости. Современная унификация оборудования позволяет создавать на базе одной платформы целый спектр типов МКА различного назначения.

Унификация способствует сокращению номенклатуры разрабатываемых МКА и их бортовых систем, снижению стоимости создания и эксплуатации МКА на их основе, сокращению сроков их разработки.

## К ВОПРОСУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С МАРШЕВОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ОКОЛОЛУННОГО ПРОСТРАНСТВА



рисунки 5. Общий вид МКА (рабочее положение)



рисунки 6. Общий вид МКА (транспортное положение)

Единый бортовой комплекс, функционально объединяющий в своем составе все бортовые системы, легко адаптируется к требованиям полезной (целевой) нагрузки, устанавливаемой на конкретный МКА.

Основной конструктивной особенностью МКА с ЭРДУ является модульность, которая обеспечивает высокую технологичность сборки и испытаний малых космических аппаратов, создаваемых на базе унифицированной космической платформы. В соответствии с модульно-блочной структурой построения МКА его бортовой комплекс формируется из модулей, обладающих значительной степенью автономности и объединенных в общей структуре МКА. Основным конструктивно-силовым элементом платформы является негерметичный приборный контейнер, собранный из отдельных модулей с целевой и служебной аппаратурой (рисунки 5-6).

Массовая сводка МКА с маршевой ЭРДУ на базе двигателя КМ-60 представлена в таблице 10.

### закключение

В результате анализа поставленных перед МКА целевых задач по исследованию окололунного пространства и возможных схем перелета с промежуточной ОИСЗ на ОИСЛ были определены основные требования к электроракетной двигательной установке. Среди рассмотренных вариантов электроракетных двигателей были выделены двигатели RIT-10, СПД-70, СПД-100 и КМ-60 как наиболее соответствующие по своим характеристикам этим требованиям.

Сравнительный анализ проводился по массово-

энергетическим характеристикам и ресурсу двигателей для характерных задач перелета по маршруту «ОИСЗ-ОИСЛ» с промежуточной орбиты. Определены области возможного применения электроракетных двигателей исходя из располагаемого ресурса с учетом массы и других характеристик ЭРДУ, а также времени перелета.

В данной работе определен проектный облик МКА с ЭРДУ, оценены параметры ЭРДУ и ее подсистем, предложен возможный состав ЭРДУ, а также выявлены области рационального применения электроракетных двигателей разных типов в составе ЭРДУ малого космического аппарата для исследования окололунного пространства.

### список литературы

Васин А.И., Коротеев А.С., Ловцов А.С., Муравлев В.А. и др. Обзор работ по электроракетным двигателям в Государственном научном центре ФГУП «Центр Келдыша» // Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 60 (Электронный ресурс). Дата обновления: 01.01.2013 URL: [www.mai.ru/science/trudy/](http://www.mai.ru/science/trudy/) (дата обращения: 23.05.2013).

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

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

Парцевский Н.С., Шмагин В.Е., Бодров В.К., Дмитриев Д.В. Бортовой комплекс управления для лунного малого космического аппарата // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2013. № 2. С. 47-52.

Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. Создание автоматических космических комплексов для научных исследований Луны: вчера, сегодня, завтра (к 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина) // Полет, 2010. № 11. С. 3-8.

Платов И.В. Разработка электроракетной двигательной установки малого космического аппарата // Актуальные проблемы российской космонавтики / Труды 37-х академических чтений по космонавтике. Москва, январь-февраль 2013 г. / Под общ. ред. А.К. Медведевой. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2013. С. 554-555.

Продукция ОКБ «Факел». Направление СПД // Официальный сайт ФГУП ОКБ «Факел» (Электронный ресурс). Дата обновления: 01.01.2013 URL: <http://users.gazinter.net/fakel/products.html> (дата обращения: 22.04.2013).

EADS Astrium Ion Propulsion Systems // Официальный сайт EADS Astrium (Электронный ресурс). Дата обновления: 01.01.2013 URL: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/ion-propulsion/> (дата обращения: 22.04.2013).

Статья поступила в редакцию 27.05.2013 г.

## ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие профилю журнала. Статьи из других организаций направляются в адрес ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора.
2. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы 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 экземплярах, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
7. Набирать текст необходимо в **MS Word 2003**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер - **14**, интервал - **полтора**. Поля со всех сторон - **25 мм**.
8. Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул **Microsoft Equation 3.0**. Формулы набираются **латинским** алфавитом, размер шрифта **11**. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
10. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей - название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.
11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть четкими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Regular**, со **строчных букв** (кроме названий и имен), кегль 12, интервал 1,5.
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 и шириной не менее 16 см);
  - фотографий авторов (размер фотографий не менее 10x15);
  - 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

художественное оформление журнала,  
обложек, оригинал-макета –  
«НПОЛ - ГРАФИК ДИЗАЙН»

подписано в печать 12.09.2013. формат 60x84/<sub>8</sub>  
бумага офсетная. печать офсетная.  
объем 9.0 печ. л., тираж 500 экз.  
отпечатано с готового оригинал-макета  
в типографии ООО «Полстар» (МАИ),  
Волоколамское ш., д. 4, Москва А-80, ГСП-3, 125993



# Страховая Акционерная Компания **ЭНЕРГОГАРАНТ**



Калининград



Москва



Екатеринбург



Красноярск



Владивосток

## Над нами никогда не заходит солнце!

Реклама ОАО "САК ЭНЕРГОГАРАНТ". Лицензия СМ 1834 77 от 16.02.2006г.





**МАКС**  
2013  
МЕЖДУНАРОДНЫЙ  
АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИЙ  
САЛОН

КОСМИЧЕСКИЕ  
СИСТЕМЫ

www.laspace.ru

**ЛАВОЧКИН**  
НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ  
ОБЪЕДИНЕНИЕ  
ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА  
131400 г. Жуковский  
Московская область,  
ул. Лавочкина, д. 24  
телефон: (7-495) 673 56 75  
факс: (7-495) 673 55 58  
www.laspace.ru