



12 апреля

Международная общественность
отмечает 50-летие
первого полета человека в Космос

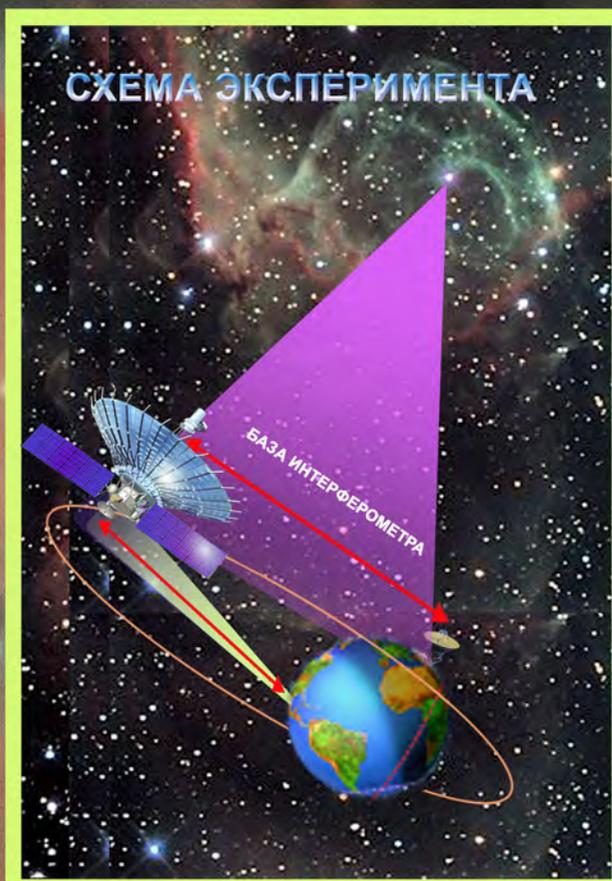


Международная орбитальная астрофизическая обсерватория **«СПЕКТР-Р»**
 Разработчик комплекса научной аппаратуры Астрокосмический центр ФИАН АКУ ФИАН
 Запуск с космодрома Байконур
 Ракета-носитель космического назначения **«ЗЕНИТ 3SLБФ»** ИЗМАШ
 с разгонным блоком повышенной энерговооруженности **«ФРЕГАТ-СБ»**

МЕЖДУНАРОДНАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ ПРОЕКТА «СПЕКТР-Р»

Основу эксперимента составляет наземно-космический интерферометр, состоящий из сети наземных радиотелескопов и космического радиотелескопа, установленного на аппарате «Спектр-Р». Суть эксперимента заключается в одновременном наблюдении одного радиисточника наземными и космическим радиотелескопами при синхронизации работы обоих от одного стандарта частоты. Высокое разрешение при наблюдении радиисточников обеспечивается за счет большого плеча интерферометра, максимальная величина которого соответствует высоте апогея рабочей орбиты - 330 тыс. км.

Синхронизация космического радиотелескопа с работой наземного радиотелескопа обеспечивается в реальном времени от водородного стандарта частоты по радиолинии X-диапазона, входящей в состав высокоинформативного радиоконплеса.



Испытания на раскрытие космического радиотелескопа



Изделие переустановлено из транспортного контейнера в поворотный стенд

Задачи

- * изучение галактик и квазаров в радиодиапазоне;
- * изучение структуры и динамики районов, непосредственно прилегающих к массивным черным дырам;
- * изучение черных дыр и нейтронных звезд в нашей Галактике;
- * измерение расстояний и скоростей пульсаров и других галактических источников;
- * изучение структуры межзвездной плазмы;
- * изучение эволюции компактных внегалактических источников;
- * определение фундаментальных космологических параметров.



Испытания на раскрытие космического радиотелескопа

КОСМОНАВТИКА и РАКЕТОСТРОЕНИЕ

Ежеквартальный научно-технический журнал *издается с 2009 года*

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

Заместитель главного
редактора – д.т.н., профессор
В.В. Ефанов

Редакционная коллегия

к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**
Т.М. Коростина
Ю.В. Костеренко
к.т.н. **М.Б. Мартынов**
к.т.н. **А.А. Мошнеев**
д.т.н. **А.Е. Назаров**
к.э.н. **В.М. Романов**
А.В. Савченко
С.Н. Солодовников
И.Л. Шевалев

Редакционный совет

д.т.н. **В.В.Хартов** – председатель
чл.-корр. РАН **О.М. Алифанов**
д.ф.-м.н. **В.В. Асмус**
академик РАН **А.А. Боярчук**
д.т.н. **Б.И. Глазов**
академик РАН **Л.М. Зеленый**
д.т.н. **А.А. Любомудров**
академик РАН **М.Я. Маров**
д.т.н. **Ю.А. Матвеев**
д.т.н. **В.Ю. Мелешко**
д.т.н. **Г.М. Полищук**
академик РАН **Г.А. Попов**
д.т.н. **В.Е. Усачев**
д.т.н. **В.С. Финченко**
д.т.н. **Е.Н. Хохлачев**
чл.-корр. РАН **Б.М. Шустов**

Учредитель

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.

Содержание

Мартынов М.Б., Петухов В.Г. Концепция применения электроракетной двигательной установки в научных космических проектах: преимущества и особенности, примеры реализации.....	3
Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Фельдман Л.И., Арапов Е.А., Лузянин А.С. Концепция разработки космической солнечной электростанции.....	12
Голомазов М.М., Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И. Пакет программ для системы автоматизированного аэродинамического проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов.....	20
Хамидуллина Н.М., Колобов А.Ю. Обеспечение планетарной защиты Марса в экспедиции «Фобос-Грунт». Расчет надежности космического аппарата на различных этапах полета.....	26
Занин К.А. Разработка методического аппарата повышения качества проектирования космических систем оптико-электронного наблюдения.....	32
Аристов В.П., Телепнев П.П., Ермаков В.Ю., Скорогляд П.И. Расчет пневмогидравлической цепи для двигательной установки в интерактивном режиме.....	40
Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Теплоизоляционный аэрогель и пьезоактивная пленка PVDF – современные перспективные материалы для космической техники и космического приборостроения.....	46
Подобедов Я.Г., Маркачев Н.А., Алексеев С.В., Белокрылова В.В., Маракасова С.В. Методика бесконтактного измерения габаритных размеров эластичных и твердотельных тел вращения.....	53

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. Рукописи не возвращаются.

При перепечатке материалов ссылка на «Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» обязательна.

Плата с аспирантов за публикацию статей не взимается.

Аннотации статей журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала.

С января 2011 года наш журнал можно выписать: подписной индекс 37156 в каталоге «Газеты и журналы» (Роспечать)

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@Laspac.ru

Адрес в Интернете: <http://vestnik.laspac.ru>



COSMONAUTICS and ROCKET ENGINEERING

Scientific and Technical Quarterly journal published since 2009

Chief Editor – **K.M. Pichkhadze** Doctor of Engineering, Professor

Deputy Chief Editor – **V.V. Efanov** Doctor of Engineering, Professor

Editorial Board

K.Z. Karchayev Candidate of Science (Economics)

T.M. Korostina

Y.V. Kosterenko

M.B. Martynov, Candidate of Science (Engineering)

A.A. Moisheev, Candidate of Science (Engineering)

A.E. Nazarov, Doctor of Engineering

V.M. Romanov, Candidate of Science (Economics)

A.V. Savchenko

S.N. Solodovnikov

I.L. Shevalev

Editorial Council

V.V. Khartov, Doctor of Engineering – Chairman

O.M. Alifanov, Corresponding Member RAN

V.V. Asmus, Doctor of Physical and Mathematical Sciences

A.A. Boyarchuk, Academician RAN

B.I. Glazov, Doctor of Engineering

L.M. Zelenyi, Academician RAN

A.A. Lyubomudrov, Doctor of Engineering

M.Y. Marov, Academician RAN

Y.A. Matveev, Doctor of Engineering

V.Y. Meleshko Doctor of Engineering

G.M. Polishchuk, Doctor of Engineering,

G.A. Popov, Academician RAN

V.E. Usachev, Doctor of Engineering

V.S. Finchenko, Doctor of Engineering

E.N. Khokhlachev, Doctor of Engineering

B.M. Shustov, Corresponding Member RAN

Founder

FSUE «Lavochkin Association»

The journal is registered in Federal Service for

telecommunications and mass media oversight.

Certificate III № ФС77-35385 dated

February 18, 2009

Table of contents

Martynov M.B., Petukhov V.G. Concept of electric propulsion applications in scientific space projects: advantages and special features, examples of implementation... ..	3
Sysoev V.K., Pichkhadze K.M., Feldman L.I., Arapov E.A., Luzyanin A.S. Space solar power station conceptualization.	12
Golomazov M.M., Finchenko V.S., Ivankov A.A., Shmatov S.I. Software package for computer-aided aerodynamic design of descent vehicles to be used in planets' atmospheres.	20
Khamidullina N.M., Kolobov A.Y. Planetary protection of Mars in frame of «Phobos-Grunt» mission. SC reliability calculation at various flight phases..	26
Zanin K.A. Methods for quality growth of optoelectronic observation space systems design.	32
Aristov V.P., Telepnev P.P., Ermakov V.Y., Skoroglyadov P.I. Real time calculation of pneumohydraulic circuit for a propulsion system.	40
Ivanov N.N., Ivanov A.N. Heat-insulating aerogel and piezo-active PVDF film are up-to-date, advanced materials for space technology and space instrument engineering.	46
Podobedov Y.G., Markachev N.A., Alexeev S.V., Belokrylova V.V., Marakasova S.V. Methodic of contact-less measurement of dimensions of elastic and solid bodies of revolution.	53

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
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.

Annotations of magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site

<http://www.vestnik.laspacespace.ru>

Starting from January 2011 subscribe to our journal: subscription index 37156 in catalogue «Gazety i journaly» (Rospechat)

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@laspacespace.ru

Internet: <http://vestnik.laspacespace.ru>

УДК 629.78.05.062.036.72/74

КОНЦЕПЦИЯ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ В НАУЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТАХ: ПРЕИМУЩЕСТВА И ОСОБЕННОСТИ, ПРИМЕРЫ РЕАЛИЗАЦИИ

М.Б. Мартынов, В.Г. Петухов



МАРТЫНОВ

Максим Борисович
заместитель генерального
конструктора - руководи-
тель ОКБ ФГУП «НПО
им. С.А. Лавочкина», кан-
дидат технических наук
E-mail: maxim.martynov@
laspace.ru



ПЕТУХОВ

Вячеслав Георгиевич
начальник отдела НИИ
прикладной механики и
электродинамики, канди-
дат технических наук
E-mail: vgpetchkov@mail.ru

В статье проанализированы и показаны преимущества и особенности применения электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) для полета к планетам Солнечной системы, сформирован методический подход к оценке эффективности ее применения, в качестве примера рассмотрен полет при помощи ЭРДУ к Венере.

Ключевые слова: электроракетная двигательная установка; RIT-22; СПД-140.

CONCEPT OF ELECTRIC PROPULSION APPLICATIONS IN SCIENTIFIC SPACE PROJECTS: ADVANTAGES AND SPECIAL FEATURES, EXAMPLES OF IMPLEMENTATION
M.B. Martynov, V.G. Petukhov

The article reviews and shows advantages and special features of electric propulsion (EP) applications for flight to solar system planets, covers technical approach to assessment of its applications efficiency, and considers flight to Venus using EP as an example.

Key words: electric propulsion; RIT-22; SPD-140.

В последние годы научные космические исследования Марса, Венеры и Луны приобретают все более комплексный и глобальный характер. Уже стало стандартным требование по сочетанию в одной экспедиции различных типов исследований, которые необходимо реализовывать как с орбиты искусственного спутника объекта исследования, так и непосредственно на его поверхности.

Если в прежние годы орбитальные научные исследования в силу располагаемых технических возможностей осуществлялись с высокоэллиптических орбит, то требованием сегодняшнего дня являются низкие, околополярные, необходимые для увеличения степени детализации научных исследований.

Кроме того, для решения новых научных задач с целью увеличения количества и повышения качества получаемой информации, а также для более детального исследования небесных тел Солнечной системы расширяются функциональные возможности научной

аппаратуры, что приводит к увеличению массы и энергопотребления как научной аппаратуры, так и всего космического аппарата в целом.

Все эти обстоятельства делают задачу повышения массы выводимой полезной нагрузки на рабочую орбиту весьма актуальной.

Одним из возможных перспективных и рациональных методов решения поставленной задачи является применение вместо традиционных разгонных блоков и маршевых двигательных установок на химическом топливе электроракетных двигательных установок, которые позволяют:

- за счет более высокого удельного импульса тяги существенно повысить максимальную выводимую массу космического аппарата на рабочую орбиту, тем самым увеличив массу, выделяемую на научную аппаратуру, и повысив ее энергопотребление;
- обеспечить проведение необходимых коррекций орбиты перелета и разгрузки маховичных двигателей

системы ориентации и стабилизации с меньшим по сравнению с химическими двигательными установками запасом топлива;

- предоставить большее количество электроэнергии для научной аппаратуры. Это связано с тем, что электроракетные двигательные установки требуют большого количества электрической энергии, которая используется только на участках работы ЭРДУ, таких, как разгон на траекторию полета к планете назначения, торможение для выхода на целевую орбиту, коррекции, где научные эксперименты не проводятся. На всех же остальных этапах полета эта электроэнергия может использоваться для обеспечения выполнения программы научных исследований;

- принимая во внимание, что одной из особенностей полета к планетам Солнечной системы является существенное ограничение по датам запуска, применение схем выведения с использованием электроракетной двигательной установки позволяет существенно расширить «пусковые окна».

Кроме этого, можно выделить и другие преимущества использования электроракетных двигательных установок по сравнению с химическими:

- ЭРДУ является монотопливной системой, не требующей газа наддува для подачи топлива к электроракетным двигателям, что существенно упрощает пневмогидросхему;

- в качестве рабочего тела электроракетной двигательной установки применяется экологически чистое топливо, что повышает экологическую безопасность экспедиции.

Но, несмотря на эти безусловные преимущества, ЭРДУ имеют ряд специфических требований и ограничений, таких как:

- высокая потребная электрическая мощность, которая приводит к увеличению площади солнечных батарей и, соответственно, массы КА в целом;

- низкий уровень тяги электроракетных двигателей, который обуславливает низкую тяговооруженность космического аппарата, что приводит к длительному времени работы ЭРДУ и, соответственно, к повышенным требованиям по ресурсу работы электроракетных двигателей;

- в отдельных случаях требуется большее по сравнению с полетами с использованием химических двигательных установок время перелета, что, в свою очередь, увеличивает суммарное время экспедиции при одинаковом времени научных наблюдений.

Все это говорит о том, что принятие решения о применении электроракетной двигательной установки требует комплексного методического подхода и всестороннего анализа.

В соответствии с вышеперечисленными особенностями можно сформулировать следующие принципы и положения применения электроракетных двигательных установок:

1. Применение ЭРДУ целесообразно в случае наличия в составе космического аппарата научной аппаратуры с мощностью электропотребления, соизмеримой или равной мощности электропотребления, необходимой для работы ЭРДУ. Это связано, прежде всего, с высокопотребляющими полезными нагрузками. Например, одной из приоритетных задач исследования Венеры является картографирование ее поверхности с разрешением в несколько метров, что предполагает применение локатора с высокими энергетическими характеристиками.

2. Применение ЭРДУ позволяет получить увеличение массы полезной нагрузки, при этом рост цены экспедиции не должен превышать стоимость применения средств выведения большей грузоподъемности.

3. Применение ЭРДУ в случае когда отсутствуют средства выведения, способные обеспечить требуемую массу космического аппарата, а стоимость и продолжительность их разработки велики. Характерным примером является полет к планетам-гигантам и их спутникам, когда для выполнения цели научных исследований - дистанционных и контактных исследований Юпитера и его спутника Европы недостаточно применения РН «Протон» или перспективной РН «Ангара-5».

4. Применение ЭРДУ целесообразно при полете к внутренним планетам Солнечной системы, где эффективность системы электроснабжения, построенной на основе солнечных батарей, возрастает.

Учитывая, что эффективность исследований планет Земной группы определяется результативностью научных исследований, которые, в свою очередь, зависят от доставки научной аппаратуры заданной массы в исследуемую область космического пространства, в качестве первого показателя эффективности можно выделить массу ПН ($m_{ПН}$).

Но без учета затрат ресурсов масса полезной нагрузки не дает оснований для выбора предпочтительной альтернативы, в связи с этим в качестве второго показателя выступает стоимость ($C_{ЭРДУ}$).

Кроме того, можно выделить несколько специфических показателей, к которым отнесем общую продолжительность экспедиции ($T_{эксп}^{\Sigma}$) и при наличии этапа раскрутки у Земли – время нахождения в радиационных поясах ($T_{РП}$).

На основании вышеперечисленного необходимо рассмотреть следующего набора показателей качества

$$\begin{aligned} m_{ПН} &\rightarrow \max \\ C_{ЭРДУ} &\rightarrow \min \\ T_{эксп}^{\Sigma} &\rightarrow \min \\ T_{РП} &\rightarrow \min \end{aligned} \quad (1)$$

Обычно при решении такой многокритериальной задачи за критерий эффективности принимают массу полезной нагрузки, остальные показатели переводят в разряд ограничений. С учетом этого систему (1) можно записать следующим образом

$$\begin{aligned} m_{\text{ПГ}} &\rightarrow \max \\ C_{\text{ЭРДУ}} &\leq C_{\text{ЭРДУ}} \\ T_{\text{экс}}^{\Sigma} &\leq T_{\text{экс}}^{\Sigma} \\ T_{\text{РП}} &\leq T_{\text{РП}} \end{aligned} \quad (2)$$

Одной из актуальных задач формирования схемных решений КА для исследования планет Земной группы является создание методов расчета основных параметров перспективных космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой, учитывающих взаимосвязь баллистических задач, законов управления вектором тяги, структурного состава космического аппарата, а также экономической оценки затрат ресурсов применения ЭРДУ.

Задача поиска оптимальных траекторий перелета связана с тем, что траектория существенно зависит от параметров космического аппарата в целом и ЭРДУ в частности, и наоборот, параметры КА во многом определяются выбранными траекториями и режимами управления движением.

В результате задача сводится к итерационному процессу, в ходе которого осуществляется расчет рациональных баллистических схем перелета и законов управления вектором тяги при различных сочетаниях проектных параметров, которые выбираются исходя из заданных ограничений и стандартного ряда существующей номенклатуры.

К тому же, в отличие от теоретических исследований, при решении конкретных инженерных задач и рассмотрении определенных проектов космических аппаратов с ЭРДУ появляются дополнительные ограничения и требования, приводящие к усложнению теоретической постановки задачи, а именно:

- при проведении проектно-баллистического анализа необходимо учитывать дискретность изменения тяги и удельного импульса тяги электроракетной двигательной установки, связанную с ограниченной номенклатурой применяемых электроракетных двигателей;

- при анализе траекторий раскрутки у Земли, продолжительность которых в некоторых случаях может достигать нескольких месяцев, необходимо учитывать деградацию панелей солнечных батарей, а также требования по защите бортовой электронной аппаратуры космического аппарата, связанные с радиационной обстановкой;

- при расчетах траекторий выведения с орбиты искусственного спутника Земли на отлетные траектории и траекторий скрутки у планеты назначения необходимо принимать во внимание наличие и продолжительность теневых участков;

- во время длительных активных участков полета на малой тяге существует задача выбора рациональной взаимной ориентации направления вектора тяги электроракетных двигателей и панелей солнечных батарей, что накладывает определенные ограничения и требования на конструкцию космического аппарата;

- учитывая, что маневры с малой тягой в гравитационных полях достаточно продолжительны и не всегда достаточно эффективны, необходимо рассматривать комбинацию химических двигателей большой тяги и электроракетных двигателей малой тяги с проведением соответствующей сквозной оптимизации;

- принимая во внимание, что экспедиции по исследованию планет Земной группы отличаются большими потребными характеристическими скоростями, необходимо рассматривать рациональную многоступенчатость космических аппаратов, что, в свою очередь, вносит определенные требования к проектному облику КА;

- при проведении проектно-баллистического анализа полетов на ЭРДУ необходимо рассматривать возможность использования гравитационных маневров.

После выбора траектории перелета космического аппарата с первоначальной орбиты искусственного спутника Земли, сформированной ракетой-носителем, на заданную орбиту определяются: агрегатный состав электроракетной двигательной установки; параметры, необходимые для вычисления ее массы, к которым в первую очередь стоит отнести массу заправляемого топлива и баков для его хранения; тип, а также требуемое количество электроракетных двигателей и т.д.

Одним из основных элементов электроракетной двигательной установки является электроракетный двигатель (ЭРД). Существует определенная номенклатура ракетных двигателей, в которых в качестве источника энергии для создания тяги используется электрическая энергия бортовой энергоустановки космического аппарата. Сложившаяся на сегодняшний день классификация ЭРД представлена на рисунке 1.

Применение тех или иных типов электроракетных двигателей зависит от обеспечения требуемой величины удельного импульса тяги ($I_{\text{уд}}$), ресурса ($t_{\text{рес}}$), возможности использования гравитационных маневров, обеспечения доставки к объекту исследования наибольшей массы полезной нагрузки, продолжительности экспедиции.

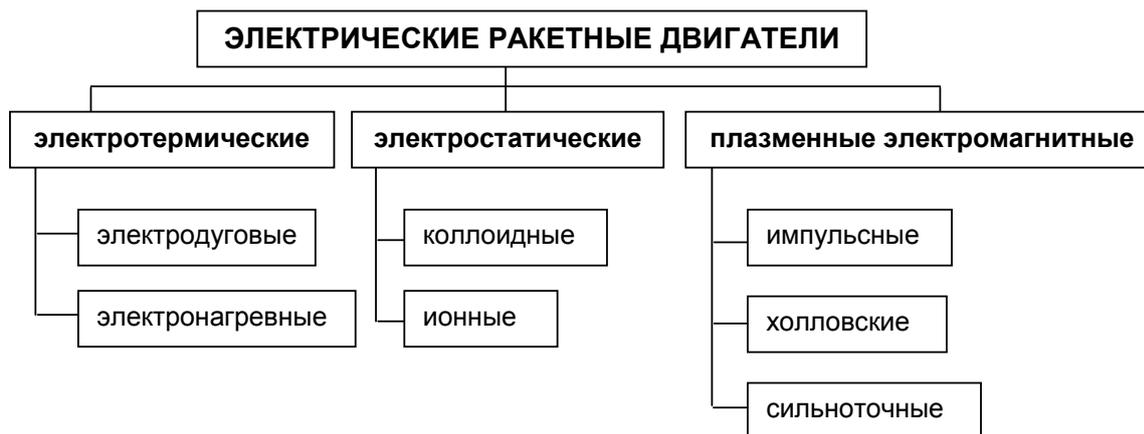


Рисунок 1. Классификация электроракетных двигателей

На сегодняшний день наибольшее распространение в планетных экспедициях получили стационарные плазменные двигатели (СПД) и радиочастотные ионные двигатели (РИД), в качестве рабочего тела использующие ксенон.

Учитывая это, можно сформировать типовую расчетную структуру электроракетной двигательной установки (см. рисунок 2).

Она включает в себя следующие агрегаты:

- блок хранения рабочего тела, предназначенный для хранения ксенона и подвода его в блок подачи ксенона;
- блок подачи рабочего тела, выполняющий функции редуктора и предназначенный для подачи ксенона от блока хранения рабочего тела в блоки газораспределения с обеспечением заданных параметров давления на выходе при заданных значениях расхода;
- систему преобразования и управления, предназначенную для преобразования энергии солнечной

батареи в напряжение и токи, требуемые для питания элементов ЭРДУ, запуска двигателей и обеспечения их рабочего режима работы, управления блоком хранения и блоком подачи рабочего тела;

- блоки газораспределения;
- механизмы ориентации двигательных блоков;
- систему электроснабжения.

Применение механизмов ориентации двигательных блоков связано с тем, что одной из основных задач является выбор схемы рационального расположения электроракетных двигателей. Схема их расположения должна обеспечивать выдачу импульса тяги в требуемом направлении на всех участках функционирования ЭРДУ, а также на каждом участке полета должна обеспечиваться при необходимости разгрузка двигателей-маховиков, т.е. должно обеспечиваться создание моментов требуемого знака вокруг всех трех осей космического аппарата.



Рисунок 2. Типовая структура ЭРДУ

В космических аппаратах с электроракетной двигательной установкой характеристики системы электроснабжения КА во многом определяются параметрами ЭРДУ. В соответствии с этим при массовом анализе систему электроснабжения целесообразно включать в состав ЭРДУ.

Полеты к Венере при помощи ЭРДУ отвечают многим принципам и критериям, приведенным выше, таким, как необходимость детальной съемки поверхности Венеры, которая может быть осуществлена при помощи бортового радиолокатора высокого разрешения с высоким энергопотреблением; необходимость в связи с этим передачи на Землю больших объемов информации; полет в сторону Солнца и т.д.

При проведении исследований в качестве расчетного варианта был рассмотрен перелет с маршевой ЭРДУ с отлетной от Земли траектории на круговую полярную орбиту искусственного спутника Венеры высотой порядка 1000 км.

Рассматривалось использование двух вариантов ЭРДУ, включающих в свой состав двигательные модули высокочастотных ионных двигателей РИТ-22 или стационарных плазменных двигателей СПД-140Д. Примененные в расчетах характеристики РИТ-22 и СПД-140Д представлены в таблице 1.

Таблица 1 - Основные расчетные характеристики РИТ-22 и СПД-140Д

Двигатель	РИТ-22	СПД-140Д
Тяга, мН	150	170
Удельный импульс, с	4000	2800
Электрическая мощность на входе в СПУ, Вт	5000	4500

Схема полета включает в себя выведение на опорную околокруговую орбиту ИСЗ при помощи ракеты-носителя и, возможно, первого включения разгонного блока (РБ); выведение с опорной орбиты на отлетную траекторию с помощью РБ; отделение РБ; гелиоцентрический участок перелета от Земли к Венере и скрутку вокруг Венеры до целевой круговой орбиты высотой 1000 км при помощи ЭРДУ.

Были рассмотрены следующие варианты средств выведения для формирования отлетной траектории:

- РН «Союз-2.1Б» и маршевая двигательная установка КА на основе РБ «Фрегат»;
- РН «Зенит-2SLБ» с РБ «Фрегат-СБ»;
- РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М».

Масса космического аппарата на отлетной траектории в зависимости от гиперболического избытка скорости для различных средств выведения представлена на рисунке 3.

Рассматриваемые варианты ЭРДУ включают в себя от двух до шести одновременно работающих двигательных модулей ЭРД (РИТ-22 или СПД-140Д) в зависимости от используемых средств выведения: два одновременно работающих двигательных модуля при использовании РН «Союз-2.1Б» с МДУ, четыре – при использовании РН «Зенит-2SLБ» с РБ «Фрегат-СБ» и шесть – при использовании РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М».

Типичные оптимальные гелиоцентрические траектории перелета КА с маршевой электроракетной двигательной установкой к Венере представлены на рисунках 4 и 5. При расчете этих траекторий оптимизировалась программа ориентации вектора тяги ЭРДУ и времена ее включения и выключения.

На рисунках 4 и 5 представлены гелиоцентрические траектории продолжительностью 450 суток при

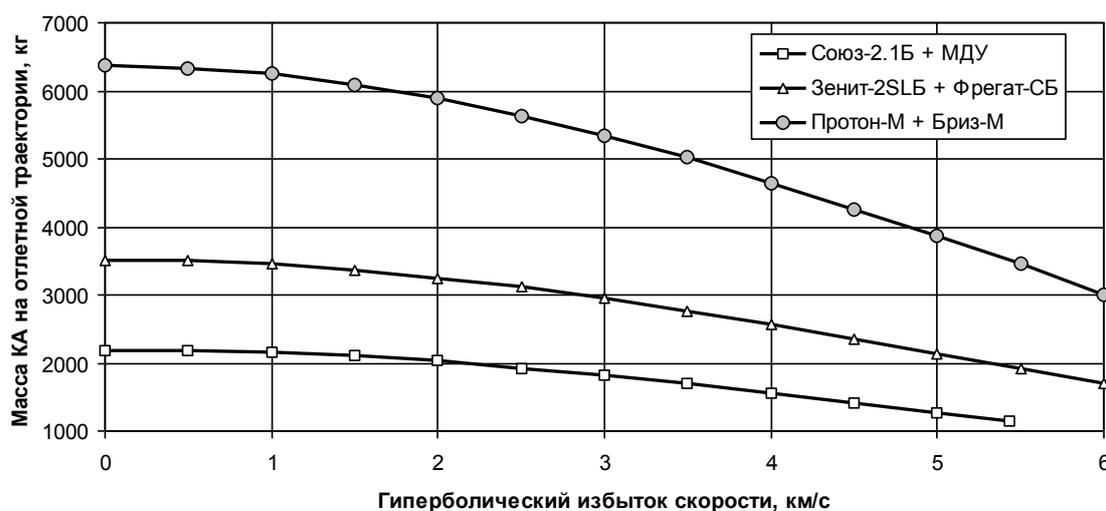


Рисунок 3. Масса КА на отлетной траектории

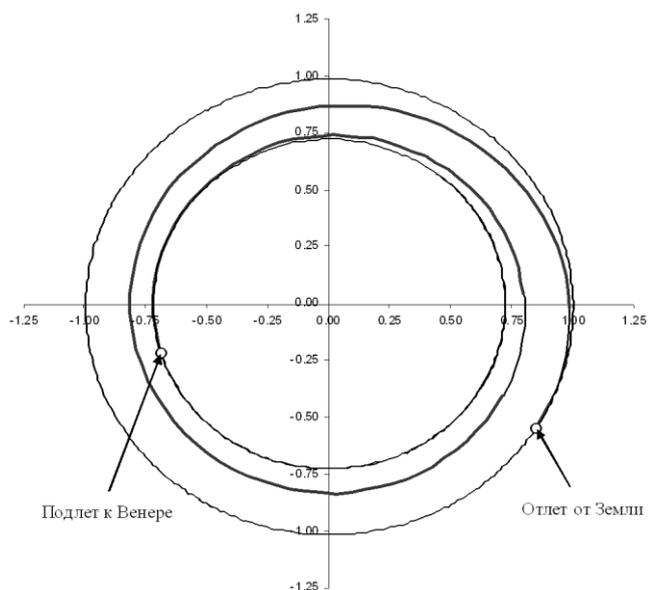


Рисунок 4. Гелиоцентрический участок перелета КА с ЭРДУ (два одновременно работающих RIT-22)

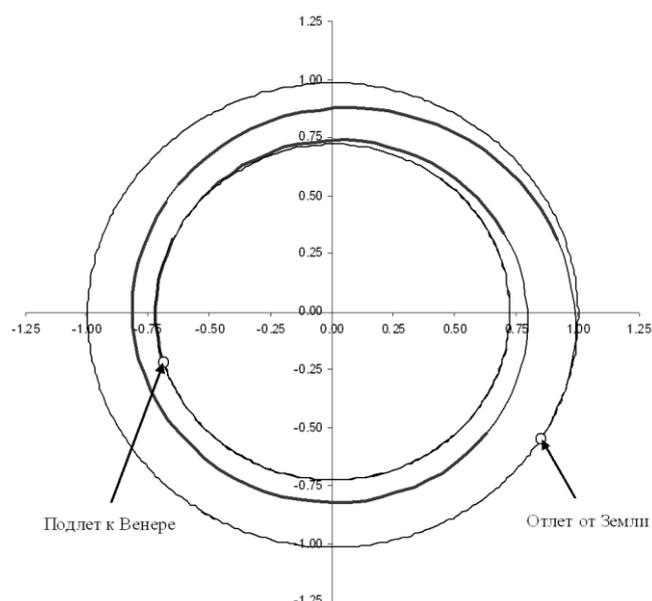


Рисунок 5. Гелиоцентрический участок перелета КА с ЭРДУ (два одновременно работающих СПД-140Д)

использовании РН «Союз-2.1б» и МДУ для выведения КА на отлетную траекторию.

Толстой линией показаны активные участки траектории, а тонкой линией – пассивные. Из-за относительно меньшей тяговооруженности космического аппарата с RIT-22 траектория на рисунке 4 близка к траектории перелета за минимальное время (имеются всего два небольших пассивных участка траектории). Маршевая ЭРДУ с СПД-140Д обеспечивает большую тягу, поэтому количество и продолжительность пассивных участков возрастает (рисунок 5).

В таблицах 2 и 3 представлены основные характеристики траекторий перелета к Венере космического аппарата с маршевой ЭРДУ на основе RIT-22 и СПД-140Д соответственно. Меньшая длительность скрутки при использовании РН «Зенит-2SLБ» с РБ«Фрегат-СБ» объясняется большей тяговооруженностью КА с маршевой ЭРДУ для этого случая по сравнению с двумя другими вариантами.

При расчете участка скрутки полагалось, что вектор тяги ЭРДУ направлен против вектора орбитальной скорости, а перелет на требуемую круговую орбиту с заданной высотой и наклоном обеспечивается надлежащим прицеливанием в картинной плоскости подлетной траектории.

Окна старта межпланетных КА с маршевой ЭРДУ для осуществления перелета за заданное время в неоптимальную дату старта ограничиваются не только и не столько чрезмерными затратами характеристической скорости, сколько ограниченностью располагаемой тяговооруженности.

Так, при использовании RIT-22 и РН «Союз-2.1б» с МДУ окно старта для перелета к Венере за 450 суток при отлетном гиперболическом избытке скорости до 1000 м/с длится с 08.07.2016 г. до 30.09.2016 г. При этом масса космического аппарата на границе сферы действия Венеры при старте в начале окна составляет 1854.2 кг, в конце окна – 1857.5 кг, максимальная (20.08.2016 г.) – 1886.4 кг.

Таблица 2 – Основные характеристики траекторий перелета к Венере КА с ЭРДУ на основе RIT-22 (дата старта – 20.08.2016 г., отлетный гиперболический избыток скорости 1000 м/с, длительность гелиоцентрического участка траектории 450 суток)

Средства выведения	Масса КА, кг		Длительность скрутки вокруг Венеры, сутки	Длительность перелета, сутки
	на отлетной траектории	на орбите вокруг Венеры		
Союз-2.1б-МДУ	2150.7	1602.3	429.9	879.9
Зенит-3SLБФ	3446.7	2586.3	345.7	795.7
Протон-М-Бриз-М	6245.0	4666.6	417.1	867.1

Таблица 3 – Основные характеристики траекторий перелета к Венере КА с ЭРДУ на основе СПД-140Д (дата старта – 20.08.2016 г., отлетный гиперболический избыток скорости 1000 м/с, длительность гелиоцентрического участка траектории 450 суток)

Средства выведения	Масса КА, кг		Длительность скрутки вокруг Венеры, сутки	Длительность перелета, сутки
	на отлетной траектории	на орбите вокруг Венеры		
Союз-2.16-МДУ	2150.7	1424.8	348.6	798.6
Зенит-3SLБФ	3446.7	2293.5	279.5	729.5
Протон-М-Бриз-М	6245.0	4140.3	337.5	787.5

Как видно из приведенного примера, длительность окна достаточно велика (больше 2.5 месяцев). С ростом длительности гелиоцентрического участка перелета растет и длительность стартового окна.

Для сравнения приведем основные характеристики аналогичных траекторий КА с химическими ЖРДУ (окно 20-27.12.2015, отлетный импульс скорости с опорной круговой орбиты высотой 200 км – не более 3600 м/с, подлетный гиперболический избыток скорости – не более 4000 м/с, тормозной импульс скорости для выведения на круговую орбиту вокруг Венеры высотой 1000 км – не более 3611.5 м/с, длительность перелета – 135 суток).

Масса космического аппарата для различных вариантов средств выведения и различного удельного импульса ЖРДУ КА приведена в таблице 4.

Хорошо известен тот факт, что разработка и изготовление электроракетных двигательных установок связаны с высокими затратами ресурсов. Достижимое значительное увеличение массы полезной нагрузки за счет применения ЭРДУ порой связано с большим ростом стоимости создания космического аппарата в целом и затрат на его эксплуатацию, в совокупности превышающих затраты на применение средств выведения большей грузоподъемности.

Таким образом, при анализе эффективности применения ЭРДУ необходимо использовать критерий «масса полезной нагрузки ($m_{ПН}$) – стоимость ее доставки в заданную область космического пространства ($C_{дост}^{ЭРДУ}$)», т.е. удельную стоимость доставки одного килограмма ПН

$$C_{уд}^{ЭРДУ} = \frac{C_{дост}^{ЭРДУ}}{m_{ПН}} \cdot \quad (3)$$

При этом оценка стоимости должна учитывать все затраты ресурсов, к которым прежде всего следует отнести стоимость создания электроракетной двигательной установки ($\Delta C_{ЭРДУ}$); изменение стоимости, связанное с доработками космического аппарата за счет изменения общей продолжительности экспедиции, внешних условий функционирования, обслуживания на полигоне и т.д. ($\Delta C_{КА}^{ЭРДУ}$), и изменение стоимости эксплуатации космического аппарата за счет изменения общей продолжительности экспедиции ($\Delta C_{ЭРДУ}^{эксп}$).

Очевидно, что все эти составляющие могут принимать как положительные, так и отрицательные значения.

Таблица 4 – Основные характеристики траекторий перелета к Венере КА с химическим ЖРДУ (дата старта – 20-27.12.2015 г., отлетный импульс скорости – не более 3600 м/с, длительность перелета – 135 суток)

Средства выведения	Масса КА, кг				
	на отлетной траектории	на целевой орбите вокруг Венеры при удельном импульсе ЖРДУ			
		300 с	310 с	320 с	330 с
Союз-2.16-МДУ	1834.2	524.4	546.0	567.1	587.6
Зенит-3SLБФ	2983.2	852.9	888.1	922.3	955.7
Протон-М-Бриз-М	5406.2	1545.6	1609.3	1671.4	1732.0

На показатель эффективности применения ЭРДУ при прочих равных условиях накладывается следующее ограничение

$$C_{уд}^{ЭРДУ} = \frac{(C_{КА} + \Delta C_{ЭРДУ} + \Delta C_{КА}^{ЭРДУ} + \Delta C_{ЭРДУ}^{экс})}{m_{ПН}} < C_{уд}^{СВ}, \quad (4)$$

где $m_{ПН}$ - масса полезной нагрузки на орбите назначения за счет применения электроракетной двигательной установки;

$C_{уд}^{СВ}$ - удельная стоимость доставки в заданную точку космического пространства одного дополнительного килограмма полезной нагрузки за счет применения средств выведения повышенной грузоподъемности.

На рисунке 6 показана приведенная удельная стоимость одного килограмма полезной нагрузки, выводимой на околополярную орбиту искусственного спутника Венеры высотой порядка тысячи километров, при применении РН «Союз» с разгонным блоком «Фрегат», РН «Зенит» с РБ «Фрегат-СБ», РН «Протон» с РБ «Бриз-М», а также связки РН «Союз»-МДУ-ЭРДУ.

Все удельные стоимости приведены к стоимости выведения РН «Союз» - РБ «Фрегат»

$$C_{уд} = \frac{C}{C_{Союз-Фрегат}} \cdot m_{ПН} \quad (5)$$

Ориентируясь на этот график, а также принимая во внимание другие требования и ограничения, можно определить области применения ЭРДУ.

Таким образом, учитывая вышесказанное, можно сделать следующие выводы:

1. При оценке эффективности применения ЭРДУ необходимо производить комплексный анализ, учитывающий многие факторы, к которым, прежде всего, следует отнести особенности научных исследований, стоимость экспедиции, массу полезной нагрузки и общую продолжительность миссии.

2. Анализ полета к Венере при помощи ЭРДУ показал существенный выигрыш в массе полезной нагрузки на орбите Венеры высотой порядка 1000 км. Так, например, масса полезной нагрузки при использовании связки «Союз»-МДУ-ЭРДУ практически идентична массе, получаемой при выведении на РН «Протон»-«Бриз-М».

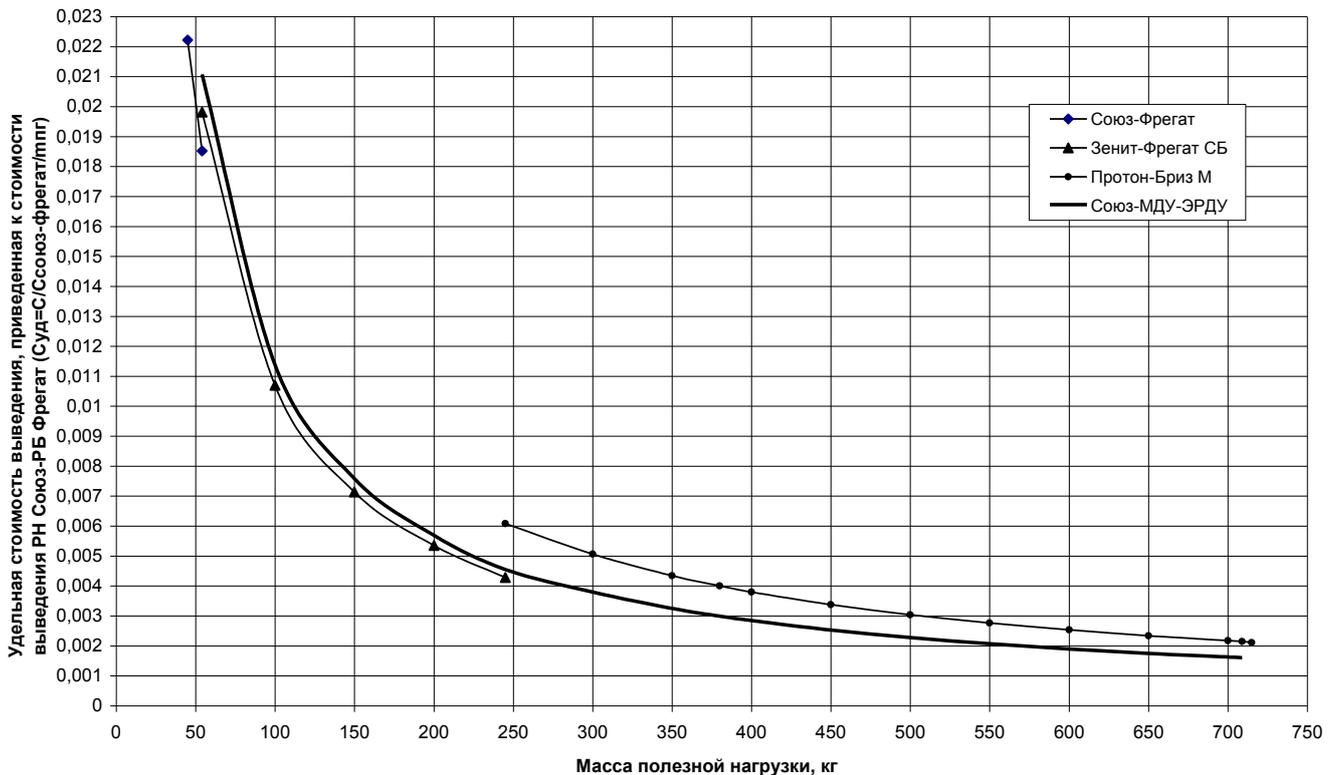


Рисунок 6. Зависимость удельной стоимости от приращения массы полезной нагрузки

3. При полете к Венере при помощи ЭРДУ значительно возрастает время перелета (оно составляет порядка 800 суток) и расширяются оптимальные окна запуска.

Список литературы

1 Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под ред. Г.М. Полищука и К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-Принт, 2010.

2 Мартынов М.Б. Модульное построение космических аппаратов: анализ эффективности, перспектива применения // Полет, 2010. № 7. С. 72-78.

3 Перспективный космический аппарат для исследования Венеры. Проект «Венера-Д» / В.А. Воронцов [и др.] // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2010. № 4. С. 62-67.

4 Modern State and Problems of the Russian Electric Propulsion Development for the Future Missions / V.P. Kim [et al.] // IAC-09.C4.4.3, 60th International Astronautical Congress, Dajeon, Korea, October 12-16, 2009.

5 RIT-22 Ion Engine Development - Endurance Test and Life Prediction / H. Leiter [et al.] // AIAA-2006-4667, 42nd Joint Propulsion Conference, Sacramento, California, July 9-12, 2006.

Страницы истории



Юрий Алексеевич Гагарин на митинге коллектива
Машиностроительного завода им. С.А. Лавочкина. 1962 г.



12 апреля 1961 года. Космодром Байконур. 15 ступеней к лифту... Гагарин Ю.А. и Ивановский О.Г. (1965 - 1983 гг. заместитель главного конструктора, главный конструктор по направлению НПО им. С.А. Лавочкина).

*Не будем завидовать людям будущего.
Им, конечно, здорово повезет,
для них станет привычным то,
о чем мы могли только мечтать.
Но и нам выпало большое счастье.
Счастье первых шагов в космос.
И пусть потомки завидуют нашему счастью.
Юрий Гагарин*

УДК 629.78.064.56

КОНЦЕПЦИЯ РАЗРАБОТКИ КОСМИЧЕСКОЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ

СЫСОЕВ Валентин Константинович

заместитель начальника центра*, доктор технических наук

E-mail: sysoev@laspace.ru

ПИЧХАДЗЕ Константин Михайлович

первый заместитель генерального директора и генерального конструктора*,

профессор, доктор технических наук

ФЕЛЬДМАН Леонид Иосифович

ведущий специалист*

АРАПОВ Евгений Андреевич

инженер*

ЛУЗЯНИН Александр Сергеевич

инженер*

В статье сформирована концепция разработки космической солнечной электростанции от изготовления фотоизлучающей панели до создания прототипа промышленной электростанции. Показана особая роль аэростатных систем как в испытаниях компонентов электростанции, так и при эксплуатации опытных образцов космических солнечных электростанций.

Ключевые слова: космос; солнечная энергетика; аэростат; лазер; фотопреобразователь.

SPACE SOLAR POWER STATION CONCEPTUALIZATION. V.K. Sysoev, K.M. Pichkhadze, L.I. Feldman, E.A. Arapov, A.S. Luzyanin

The article deals with concept of development of space solar power station, starting from manufacturing of photoemissive panel up to creation of prototype of industrial power plant. The article underlines the specific role of balloon-borne systems both for power plant's elements testing and for exploitation of prototypes of solar power stations.

Key words: space; solar power engineering; balloon; laser; photo-converter.

Уменьшение доступных запасов ископаемого топлива и постоянное удорожание нефти и газа побуждают потребителей настойчиво искать альтернативные источники энергии.

Из всех существующих источников энергии наиболее привлекательно солнечное излучение. Плотность мощности солнечного излучения на поверхности Земли при безоблачном небе составляет более 1 кВт на квадратный метр. Энергетический потенциал солнечного излучения способен удовлетворить все потребности человечества.

Радикальное решение проблем солнечной энергетики – это вынос солнечных энергетических установок в космос на орбиту вокруг Земли и передача энергии на поверхность земли направленным лазерным или микроволновым излучением.

Основой таких космических электростанций является использование солнечной энергии с плотностью мощности 1400 Вт/кв.м для получения больших мощностей (до 10 ГВт) с помощью необходимых площадей фотопреобразователей с максимальным КПД.

Наиболее революционные предложения по использованию солнечной энергии нашли свое решение в 70-80 годы 20 века в концепции солнечной космической электростанции (СКЭС), предполагающей размещать солнечные фотопреобразователи на геостационарной орбите, вырабатываемую энергию (на уровне до 10 ГВт) передавать на поверхность Земли хорошо сфокусированным СВЧ-пучком, а прием этой энергии производить с помощью больших размеров ректенн [1-2].

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

Но технико-экономический анализ этих проектов показал их несостоятельность и в течение нескольких десятилетий интерес к данной проблеме был потерян. Однако значительный прогресс в развитии космической техники, и особенно оптико-электронных систем (в первую очередь, фотопреобразователей), а также повторяющиеся энергетические кризисы в конце 20 века вернули интерес многих исследователей к проблеме промышленного производства электрической энергии из солнечной.

Целью данной работы является построение логики испытаний, разработки демонстрационной космической электростанции и создание пилотной промышленной электростанции [3-6].

1 Идеология построения и разработка космической солнечной электростанции

Прежде всего предлагается отказаться от создания многотонных и большеразмерных конструкций.

Предлагаемая нами идеология построения солнечной космической электростанции основана на следующих принципах:

- создание фотоизлучающих модулей, которые преобразуют принятое солнечное излучение в СВЧ-излучение и из которых формируется трансформируемая большеразмерная конструкция на спутнике;

- другим вариантом фотоизлучающего модуля является преобразование полученной электроэнергии в излучение волоконного лазера;

- построение системы фотопреобразователей солнечной энергии и излучающей антенны СВЧ-энергии (или суммированных лазерных пучков) из автономных информационно связанных спутников, управляемых по пилотному сигналу с Земли;

- использование коротковолнового СВЧ-диапазона для передачи энергии со спутников на ректенну

(или лазерного излучения длиной 1-1.5 мкм на фотоприемные модули на Земле);

- размещение ректенны (или фотоприемных систем) на высотных привязных аэростатах.

Схема такой электростанции показана на рисунке 1.



Рисунок 1. Схема космической солнечной электростанции и автономных спутников

Варианты орбит для космических солнечных электростанций показаны на рисунке 2 (геостационарная, как основная для промышленных электростанций; высокоэллиптическая и экваториальная для испытаний демонстрационных космических электростанций [2]).

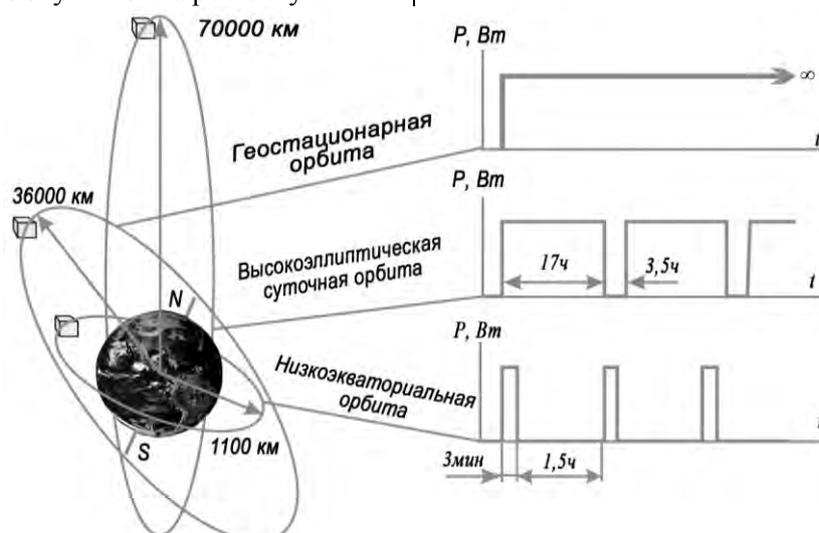


Рисунок 2. Варианты орбиты существования космической солнечной электростанции и автономных спутников

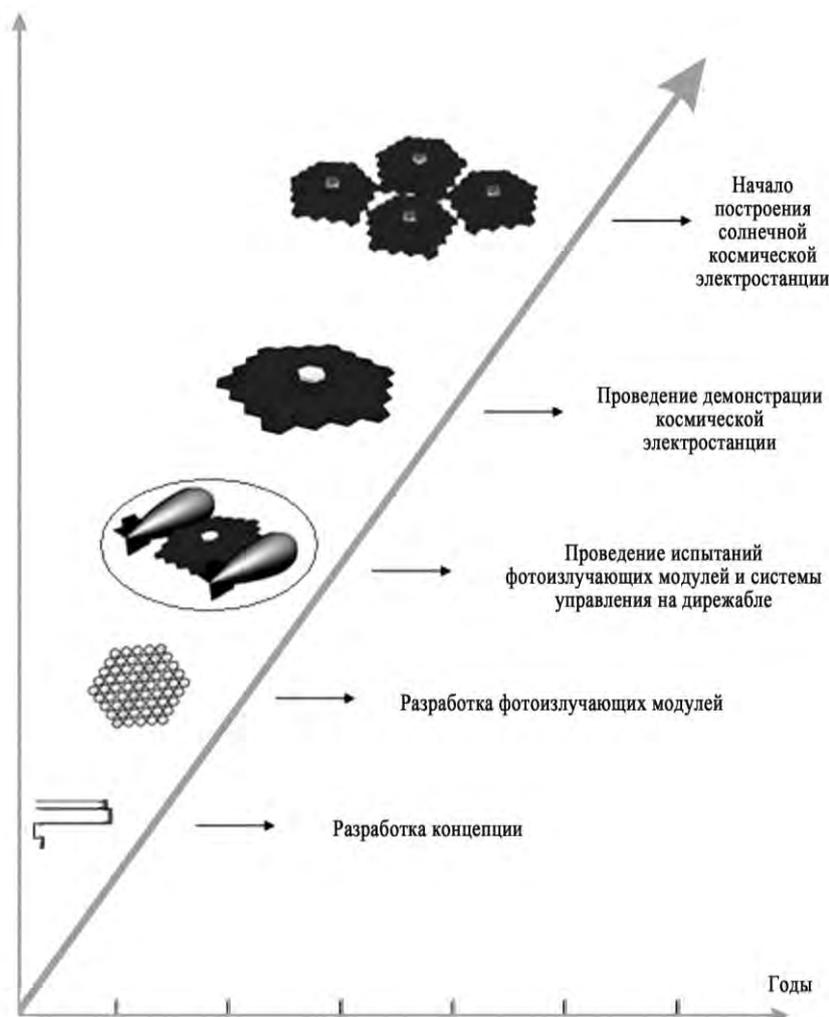


Рисунок 3. Этапность разработки солнечных космических электростанций

Конечно, такой сложный проект, как космическая солнечная электростанция требует значительных финансовых и технологических усилий, поэтому достижение конечной цели, а именно создание 10 ГВт-ной электростанции неизбежно должно пройти несколько этапов.

2 Этапы создания космической солнечной электростанции

На рисунке 3 показаны этапы создания космической солнечной электростанции.

На первых этапах предстоит создать и испытать фотоизлучающий модуль. Требования к такому модулю весьма жесткие: фотоприемная часть модуля должна иметь высокую эффективность преобразования свет – электричество. Теоретические оценки и экспериментальные результаты показали, что возможна реализация таких фотопреобразователей с эффективностью до 70% [7]. В составе модуля должна быть создана высокоточная система измерения фазы приходящего пилот-сигнала с Земли и выдача процессором, входящим в состав модуля, сигнала управления на встроенные в модуль СВЧ-генераторы, при использовании микроволнового канала

передачи мощности (или параметрами генераторов лазерного излучения при использовании лазерного канала передачи мощности). Данный модуль будет являться унифицированным элементом будущих космических электростанций.

Следующим этапом создания космической электростанции является разработка, изготовление и испытание трансформируемой конструкции панели из автономных фотоизлучающих модулей. Геометрические параметры такой панели определяются параметрами имеющихся обтекателей современных ракет-носителей.

Этап испытаний созданной панели носит комплексный характер и будет складываться из нескольких шагов: испытание на Земле, проверка точности раскладывания модулей в единую панель. Испытания эффективности фотоэлектрических преобразователей на необходимую мощность наиболее целесообразно проводить на привязных аэростатах.

Предлагаемая технология испытаний, показанная на рисунке 4, обеспечит наиболее адекватные условия работы данной конструкции космической солнечной электростанции:

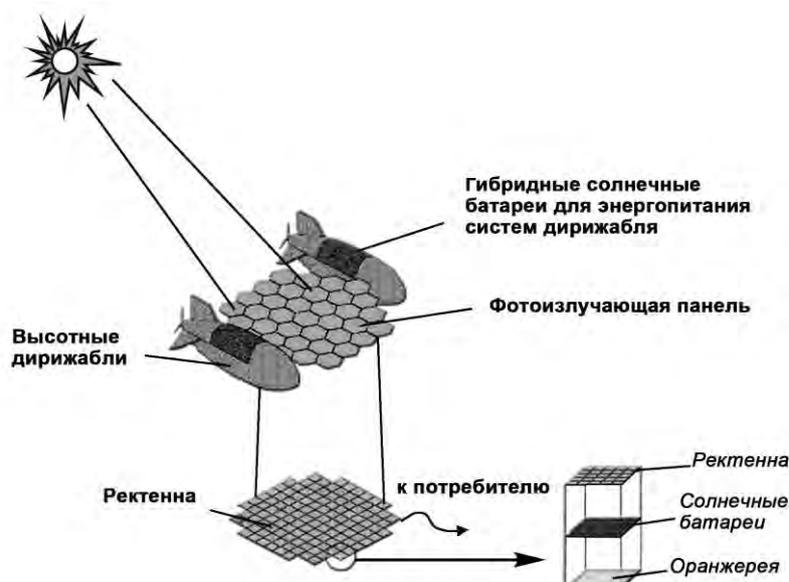


Рисунок 4. Схема испытаний фотоизлучающей панели солнечной космической станции

- по сбору и фотопреобразованию солнечной энергии;
- по передаче микроволновой (или лазерной) мощности;
- по системе управления;
- по приему энергии на Земле.

Каждый дирижабль имеет собственную гибридную солнечную батарею (один вариант которой детально рассматривается в работе [7], где эффективность фотопреобразователей достигает 60%). Мощность таких батарей при расположении их на дирижаблях типа АИ-3ш при использовании 500 кв.м может достигать 315 кВт, что достаточно для поддержания работы сервисных систем дирижабля и в первую очередь электромоторов винтов для стабилизации дирижаблей.

Данная технология базируется на использовании привязных аэростатов для наблюдения за Землей [8].

Разрабатываемая ректенна будет иметь сетчатую конструкцию, под которой будет располагаться наземный фотоприемный модуль и еще ниже, на третьем уровне – производственные помещения, например оранжереи.

Ранее в предложенной нами технологии создания космических солнечных электростанций рассматривался вариант размещения приемной системы энергии от этих электростанций на ректенны, расположенные на привязных аэростатах, с передачей электрической мощности по трос-кабелю [5].

Такой вариант использования привязных аэростатов для расположения на них фотоприемных модулей на высоте выше облачности (примерно 2-4 км) позволяет построить схему демонстрационной космической электростанции в совершенно новом, «гибридном» виде.

Схема такой электростанции показана на рисунке 5. Ключевым моментом разработки космических солнечных электростанций является проведение натуральных космическо-наземных демонстрационных испытаний.

Конечно, стоимость таких работ весьма велика, и поэтому предлагаем вариант испытаний, позволяющий уже даже на этом этапе получить практическую пользу. Предлагается для этого создать солнечную гибридную аэростатно-космическую электростанцию, решающую две задачи:

- проведение испытаний основных систем наземно-космической солнечной электростанции;
- использование созданной электростанции для практического применения.

Структура такой гибридной солнечной электростанции будет состоять из:

- привязного аэростата (высота 4-6 км) с большой площадью ($\geq 1000 \text{ м}^2$) конструкции фотоприемных элементов, размещенных на верхней части дискообразного аэростата (грузоподъемностью до 50 тонн);
- трос-кабеля, удерживающего аэростат и передающего на Землю электроэнергию (более 1 МВт);
- спутника демонстрационной космической электростанции с лазерным каналом передачи энергии;
- центра управления энергостанцией и спутником.

Подробнее остановимся на выборе аэростата для вышеизложенной структуры [8]. Известна технология привязных аэростатов для высот 5-6 км, используемых для радиолокационного наблюдения, в которых электропитание подается по трос-кабелю. Для данной электростанции была выбрана дискообразная

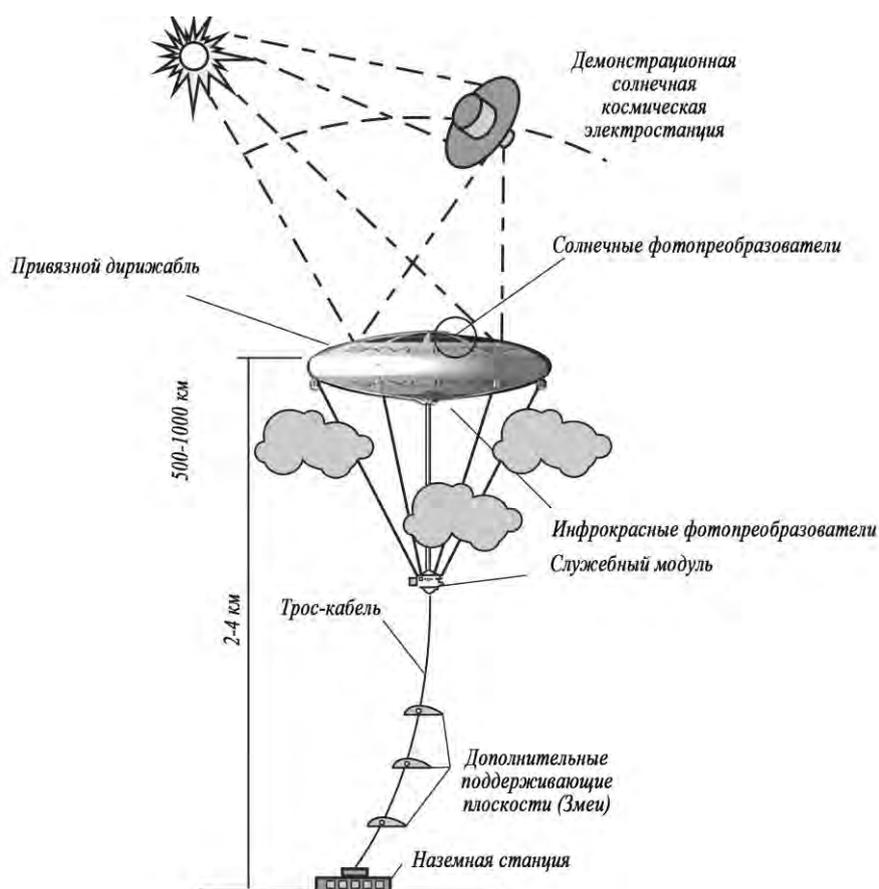


Рисунок 5. Гибридная солнечная электростанция

структура из-за удобства монтажа фотопреобразователей и пилот-сигнальной лазерной системы, предназначенной для управления демонстрационной космической солнечной электростанцией, на верхней части конструкции. Выбор диаметра аэростата (порядка 100 м) продиктован возможностью размещения максимального количества фотопреобразователей и технологическими возможностями изготовления аэростата. Подобная площадь позволит разместить фотопреобразователи с КПД 30% и в зените Солнца получать более 1.0 МВт электроэнергии. Аэростат, кроме удерживающего трос-кабеля, будет иметь небольшие двигатели для стабилизации в воздухе; на нижней его части будут установлены инфракрасные фотопреобразователи [7], преобразующие в электроэнергию излучение Земли, а также отраженный от ее поверхности солнечный свет.

Особую роль в проекте играет кабель, передающий более 1 МВт электроэнергии с высоты 4-6 км. Он может быть выполнен в двух вариантах:

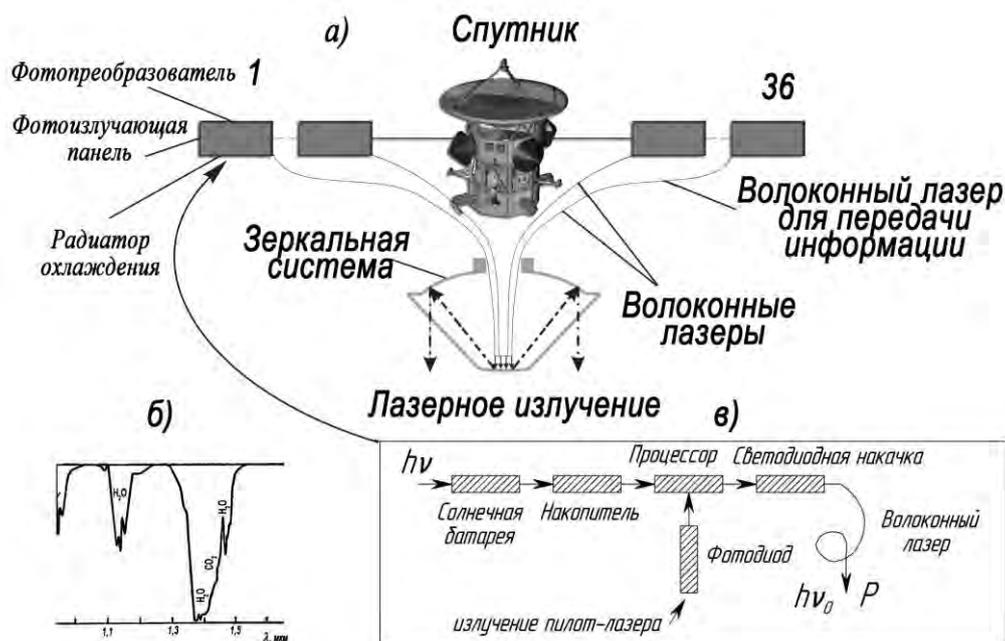
- в виде единого трос-кабеля, удерживающего нагрузку 50 тонн и передающего более 1 МВт электрической мощности. Основное требование к такому кабелю, чтобы один метр его весил не более одного килограмма;
- в виде разнесенных элементов: троса, удерживающего аэростат, и кабеля, передающего энергию,

удерживаемого привязанными к кабелю небольшими аэростатами.

Соответственно, основное требование к трос-кабелю $1\text{ м} \leq 1\text{ кг}$ у нас выполняется, т.к. при передаче по нему $P=1\text{ МВт}$ вес его будет равен 2.92 тонны, что, в свою очередь, при перерасчете на 1 м длины даст нам около 0.5 кг.

Следующий компонент солнечной гибридной электростанции – это демонстрационная космическая солнечная электростанция. Основные технические требования к такому спутнику состоят в следующем:

- наличие максимально возможной площади высокоэффективных фотопреобразователей. К моменту реализации данного проекта рассчитываем на КПД преобразователей более 40%;
- наличие высокоэффективного и высокоомощного канала передачи мощности. Рассчитываем, что будет лазерный канал со спектром излучения 1-2 мкм и мощностью более 100 кВт;
- особую роль в системе преобразования энергии будут играть накопители энергии на борту спутника, в качестве которых можно использовать суперконденсаторы;
- наличие трехуровневой системы наведения лазерного пучка на фотопреобразователи аэростата (система наведения и стабилизации самого спутника; система лазерного пилот-сигнала с борта аэростатной



а - структурная схема; б - спектр поглощения оптического излучения воды; в - функциональная схема.

Рисунок 6. Схема космической солнечной электростанции с лазерным каналом передачи энергии

станции и двухкоординатная зеркальная система на спутнике).

Выбор орбиты такой демонстрационной космической солнечной электростанции определяется следующим требованием: высота орбиты должна позволять передавать необходимую мощность излучения на фотопреобразователи на аэростате в течение нескольких часов с помощью небольшой зеркальной системы.

Поэтому из трех вариантов орбит [5] (геостационарная, экваториальная и эллиптическая) была выбрана эллиптическая. Использование такой орбиты позволит передавать мощность со спутника с высоты 2000-5000 км с зеркальной системой диаметром порядка 0.5 м в пятно 10 м на площади приемных фотобатарей аэростата диаметром 100 м.

Как известно, прохождение лазерного излучения через атмосферу определяется спектральными свойствами газовых компонент и плотностью гидроксильных аэрозолей. С другой стороны, имеются определенные экологические ограничения по плотности мощности лазерного излучения, падающего на Землю. Предлагаемая схема гибридной солнечной электростанции учитывает эти две проблемы следующим образом:

- размещение фотоприемных модулей на аэростате выше уровня сильного поглощения атмосферных газов и аэрозолей;

- выбор длины волны лазерного излучения, близкого к полосе поглощения воды, как показано на рисунке 6б ($\lambda \sim 1.3$ мкм), приведет к его поглощению при прохождении лазерного пучка в нижних

слоях атмосферы – ниже высоты уровня привязного аэростата.

Выбор типов лазеров для электростанции диктуется следующими требованиями:

- достижение высокого КПД (более 30%);
- возможность достижения высокой мощности единичных образцов (более 1 кВт);
- высокое качество пучка лазерного излучения (близкого к дифракционному уровню);
- возможность суммирования без потери качества пучка;
- минимальные массогабаритные параметры и отсутствие подвижных систем.

Таким требованиям отвечают волоконные лазеры, однако классическое построение космической солнечной электростанции по схеме «фотопреобразователи – вторичные преобразователи – светодиодная накачка – волоконные лазеры (включая систему охлаждения) – зеркальная система», развитой в работе [6], на уровень 10 кВт имеет ряд ограничений:

- ее трудно масштабировать на более высокие уровни мощности;
- большое количество переходных систем (например, кабелей) увеличивает массогабаритные размеры;
- очень сложна и тяжелая система охлаждения.

Нами предлагается другой подход к разработке космической солнечной электростанции – это создание трансформируемой конструкции из автономных фотоизлучающих панелей, показанной на рисунке 6.

Каждая такая автономная фотоизлучающая панель содержит: фотопреобразователь; накопитель в

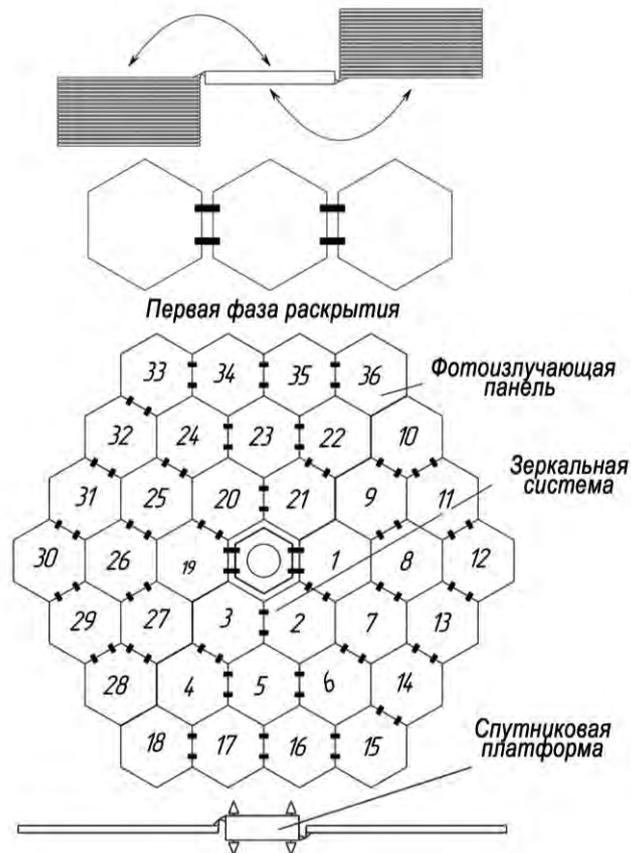


Рисунок 7. Схема солнечной космической электростанции и порядок ее раскрытия

виде суперконденсатора; фотоприемник лазерного пилот-сигнала с аэростата; процессор; светодиодная накачка; волоконный световод; радиатор системы охлаждения.

Уровень мощности лазерного излучателя определяется площадью фотопреобразователей и параметрами накопителя автономной фотоизлучающей панели. Световоды волоконных лазеров собираются в узле зеркальной системы, передающей лазерное излучение на Землю.

Вопрос суммирования лазерного излучения волоконных лазеров – это отдельный сложный вопрос, он состоит в необходимости конкретного суммирования излучения отдельных лазеров [9].

Разработка проблемы будет конкретно решаться при реализации данного предложения. Одним из наиболее возможных вариантов является некогерентное сложение пучков волоконных лазеров с различной длиной волны с помощью дифракционных решеток.

В рамках данной работы были рассмотрены варианты компоновки демонстрационной космической электростанции при использовании обтекателя ракеты-носителя «Союз» для получения максимальной площади фотоизлучающих панелей.

Как видно из рисунка 7, площадь конструкции фотоизлучающих панелей может достигать 500 м², что позволит реализовать более 300 кВт электрической мощности и передачи (с учетом накопителей) более 100 кВт лазерного излучения [3] при работе гибридной аэростатно-космической электростанции с дневным циклом энергии порядка 1 МВт и дополнительной подачей энергии от демонстрационной солнечной космической электростанции более 50 кВт.

Особенностью схемы управления такой электростанции является необходимость синхронизации двух систем – космической и аэростатной.

Реализация проекта данной гибридной солнечной аэростатно-космической электростанции возможна имеющимися техническими средствами и позволит сделать еще один шаг к созданию промышленных солнечных космических электростанций.

В заключение необходимо отметить следующие факторы, которые позволяют нам рассчитывать на практическую и экономическую целесообразность рассматриваемого предложения по логике развития космических солнечных электростанций:

- значительный прогресс в развитии как космической техники, так и систем по сбору и преобразованию солнечного излучения (фотопреобразователей);

- развитие высотных и привязных дирижаблей, которые позволят избежать больших потерь энергии при приеме СВЧ- (и лазерного) излучения, располагая приемники выше облачности с большой концентрацией атомарного кислорода;

- передача преобразованного излучения в электрический ток по трос-кабелям, которые к тому же будут выполнять функцию сохранения рабочей геометрии аэростатов в воздухе;

- возможность автономного питания дирижаблей от расположенных на их поверхностях фотопреобразователей, а также передача лишней энергии на Землю.

Работа выполнена в рамках осуществления гранта П775 ФЦП «Научные педагогические кадры инновационной России по 2009-2013гг».

Список литературы

1 Mankins Y.C. A technical overview of the “sun-tower” solar power satellite concept Acta Astronautica, 2002. V. 50, № 6. P. 369-377.

2 Ванке В.А. Электроэнергия из космоса – солнечные космические электростанции // Журнал радиоэлектроники, 2007. № 12. С.1-10.

3 Проект демонстрационной космической электростанции / В.К. Сысоев [и др.] // Научные технологии, 2004. Т. 5, № 2-3. С. 8-17.

4 Трифонов Ю.М. Солнечные космические электростанции для России: система преобразования и передачи энергии // Энергия, 1995. № 6. С.14-18.

5 Солнечные космические электростанции – возможное решение / Сысоев [и др.] // Альтернативная энергетика и экология, 2010. С. 52-58.

6 The 10 kw satellite: A first operational step for space based solar power / C. Cougnet [et al.] // Pros IAS, 2010. № С3.4.2. P. 1-6.

7 Sang Choi. New power generation for high-altitude air ships // Spie Newsroom, 2006. № 8730. P. 1-3.

8 Бендин С.И. Аэростатные телекоммуникационные платформы // Информост – радиоэлектроника и телекоммуникация, 2003. Т. 26 № 2. С. 40-47.

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

Страницы истории

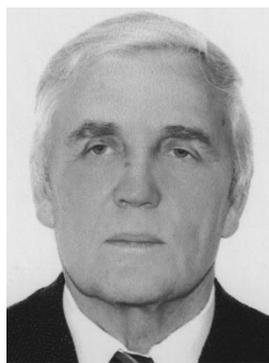


12 апреля 1961 года. Космодром Байконур. Три шага – и открытый люк корабля... Гагарин Ю.А. и Ивановский О.Г. (кадр из кинохроники)



ГОЛОМАЗОВ

Михаил Михайлович
главный научный сотрудник
Института автоматизации
проектирования РАН,
профессор, доктор физико-
математических наук
E-mail: mmg@icad.org.ru



ФИНЧЕНКО

Валерий Семенович
ведущий научный сотрудник
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,
доктор технических наук
e-mail: finval@migmail.ru



ИВАНКОВ

Александр Андреевич
начальник отдела
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,
кандидат физико-
математических наук
e-mail: ival@laspace.ru



ШМАТОВ

Сергей Иванович
ведущий специалист
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,
аспирант
E-mail: sivash2005@yandex.ru

УДК 629.78.015.087.2/.7:681.3.06 «Фобос-Грунт»

ПАКЕТ ПРОГРАММ ДЛЯ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ СПУСКАЕМЫХ В АТМОСФЕРАХ ПЛАНЕТ АППАРАТОВ

М.М. Голомазов, В.С. Финченко, А.А. Иванков, С.И. Шматов

В статье описано математическое обеспечение для расчета аэродинамики и траектории полета спускаемых аппаратов (СА), входящих из космоса в атмосферу Земли. Проведено исследование аэродинамики СА сегментальной и конической формы в широком диапазоне изменения условий входа в атмосферу. Приведено сравнение результатов расчета аэродинамических характеристик СА «Фобос-Грунт» с данными испытаний его моделей в аэродинамических трубах.

Ключевые слова: математическая модель; спускаемый аппарат; аэродинамические характеристики; траектория спуска.

SOFTWARE PACKAGE FOR COMPUTER-AIDED AERODYNAMIC DESIGN OF DESCENT VEHICLES TO BE USED IN PLANETS' ATMOSPHERES. M.M. Golomazov, V.S. Finchenko, A.A. Ivankov, S.I. Shmatov

The article considers mathematical support of calculation of aerodynamics and flight trajectory of descent vehicles (DV), re-entering the Earth atmosphere. The study of segmental and conical-shaped DVs' aerodynamics is given under various re-entry conditions. The article presents comparison of calculation results of «Phobos-Grunt» DV's aerodynamic properties against the test data of its models' wind tunnels testing.

Key words: mathematical model; descent vehicle; aerodynamic properties; descent trajectory.

При проектировании СА на поверхности планет с атмосферой для обоснования выбора оптимальной формы СА используются расчетно-теоретические и экспериментальные методы исследования аэродинамических характеристик аппарата, точное знание которых обеспечивает надежность спуска и точность прогнозируемого района его посадки. Обтекание СА газом на начальном после входа в атмосферу участке

его траектории сопровождается сложными физико-химическими процессами (диссоциацией, ионизацией компонентов смеси газов и др.), которые не удастся воспроизвести или смоделировать на установках существующей экспериментальной базы. В этом случае приоритет отдается расчетным методам, описывающим в тех или иных предположениях процессы, происходящие в области взаимодействия газового

потока с поверхностью СА. Для практического использования методы реализуются в виде вычислительных модулей, составляющих пакет программ.

Описание одного из таких пакетов программ приводится в настоящей статье. В программный пакет входят следующие модули:

- расчет стационарного пространственного течения газа в дозвуковой и трансзвуковой областях ударного слоя;
- расчет термодинамических функций равновесного диссоциированного и ионизованного воздуха;
- расчет аэродинамических характеристик спускаемого аппарата;
- расчет траектории спуска СА в поле притяжения Земли;
- графический модуль визуализации расчетных данных.

Одним из главных преимуществ настоящего пакета является быстрое действие, что позволяет рассчитывать траектории спуска СА в режиме реального времени на персональном компьютере.

1 Стационарное пространственное течение газа

Математическая модель, реализованная в разработанном пакете программ, основана на системе уравнений газовой динамики

$$(\rho \mathbf{V}, \nabla) \mathbf{V} + \nabla p = 0 \text{ – уравнение движения,}$$

$$\nabla(\rho \mathbf{V}) = 0 \text{ – уравнение неразрывности потока,} \quad (1)$$

$$p = R\rho T / \mu \text{ – уравнение состояния,}$$

$$V^2/2 + H = (V^2/2 + H)_\infty \text{ – уравнение энергии,}$$

где \mathbf{V} – вектор скорости; ρ – плотность газа; p – давление; H – энтальпия; T – температура; μ – молекулярный вес смеси газов.

Расчетная область ограничена ударной волной, поверхностью тела и предельной характеристической поверхностью.

Граничные условия на ударной волне задаются в виде

$$(\rho \mathbf{Vn})_s = (\rho \mathbf{Vn})_\infty, \quad (\mathbf{Vt})_s = (\mathbf{Vt})_\infty,$$

$$(p + \rho (\mathbf{Vn})^2)_s = (p + \rho (\mathbf{Vn})^2)_\infty,$$

$$(H + \mathbf{V}\mathbf{V}/2)_s = (H + \mathbf{V}\mathbf{V}/2)_\infty,$$

где \mathbf{n} и \mathbf{t} – единичные векторы нормали и касательной к ударной волне, \mathbf{t} – в одной плоскости с векторами \mathbf{V} и \mathbf{n} ; индексы « ∞ » и « s » относятся соответственно к параметрам газа до и после ударной волны.

Условием на поверхности обтекаемого тела является условие непротекания $\mathbf{Vn} = 0$, где \mathbf{n} – вектор нормали к поверхности тела.

На замыкающей поверхности, в качестве которой выбирается предельная характеристическая поверхность или близкая к ней коническая, ставится условие непрерывности производных всех газодинамических функций и их производных.

Смесь газов в набегающем потоке состоит из молекул кислорода и азота, концентрации которых принимаются в соответствии со стандартной атмосферой Земли.

Исходная система (1) уравнений в частных производных сводится к аппроксимирующей системе обыкновенных дифференциальных уравнений, как предложено в работе [1], путем подстановки интерполяционных выражений по выбранным координатам в исходную систему уравнений. Выбирается сферическая система координат (R, φ, θ) как наиболее удобная для расчетов пространственных течений, и координата R как независимая переменная в аппроксимирующей системе дифференциальных уравнений. Контур ударной волны $R = R_s(\varphi, \theta)$ аппроксимируется по задаваемым узловым значениям $R_s(\varphi_i, \theta_j)$ ($i=1, \dots, I, j=1, \dots, J$). Тогда при заданной форме ударной волны с помощью полученной аппроксимирующей системы обыкновенных дифференциальных уравнений решение выстраивается последовательно в ударном слое от ударной волны к телу. Условия непротекания на теле $V_n(\varphi_i, \theta_j) = 0$ служат условиями для подбора узловых значений формы ударной волны. Для их нахождения используется итерационный метод Ньютона. На каждом итерационном шаге необходимо определить матрицу $\left(\frac{\partial V_{n,ij}}{\partial R_{ij}} \right)$, каждая

строка которой вычисляется интегрированием аппроксимирующей системы уравнений.

2 Расчет термодинамических функций равновесного воздуха

Для равновесных химических реакций, происходящих в ударном слое, необходимо вычислять термодинамические функции: удельную энтальпию $H(p, T)$, плотность $\rho(p, T)$ и локальную скорость звука $a^2(p, T)$ смеси газов во всех узлах разностной сетки с помощью известных таблиц [2] или специальных аппроксимирующих выражений [3]. Для вычисления скорости звука $a^2(p, T)$ требуется вычисление частных производных от энтальпии $H(p, T)$ и плотности $\rho(p, T)$ по давлению и температуре газа. В этом случае более удобными являются таблицы термодинамических функций $a^2(p, H)$ и $p/\rho(p, H)$, графики которых отличаются на положительный множитель $\gamma = c_p/c_v$ – отношение удельных теплоемкостей. При постоянном давлении обе функции являются монотонно возрастающими, и они аппроксимируются многочленами 3-го порядка на отрезках $[H_i, H_i + \Delta H]$, где величина ΔH изменяется в зависимости от диапазона значений энтальпии H от 1

до 10. Коэффициенты многочлена находятся из условий равенства значений многочлена и его производной значениям функции и ее производной на концах отрезка. Аналогично определяются производные функции на отрезке. Для нахождения узловых значений производных используются центральные разности. В связи с тем, что зависимость функций от давления из-за различной интенсивности протекания химических реакций является немонотонной, узловые значения функций определяются линейной интерполяцией в логарифмическом масштабе по величине p . В модуле расчета термодинамических функций для каждого значения p и H также вычисляются концентрации компонентов смеси газов и температура.

На рисунке 1 представлены графики зависимости равновесных значений концентраций молекулярного азота N_2 , ионов азота N^+ и электронов e от температуры для значений относительной плотности в диапазоне $\rho/\rho_0=10^{-2} \dots 10^{-5}$, где $\rho_0=1.2924 \text{ кг/м}^3$ [3]. При возрастании температуры в газе молекулы кислорода O_2 и азота N_2 диссоциируют, и при температуре $T>7000\text{K}$ газ, состоящий в основном из атомов O и N , ионизируется.

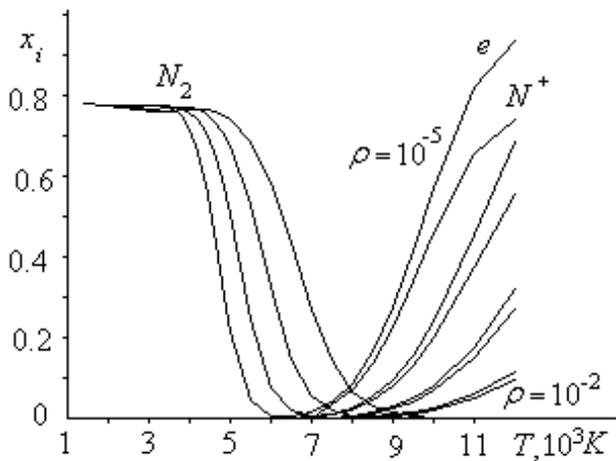


Рисунок 1. Зависимости равновесных значений концентраций азотного компонента воздуха от температуры

Результаты расчетов на рисунке 2 показывают, что в случае высоких значений плотности ($\rho=10$) реакции диссоциации протекают и при температуре $T=12000\text{K}$, но реакции ионизации при $\rho=\text{const}$ начинаются только после полной диссоциации молекул азота N_2 , а распад молекул кислорода O_2 практически завершается до начала процесса диссоциации азота N_2 . Концентрация окиси азота NO в смеси невелика при $\rho/\rho_0 < 10^{-2}$, а этим значениям в ударном слое перед поверхностью СА соответствует плотность при входе аппарата в атмосферу Земли со скоростью, близкой к орбитальной.

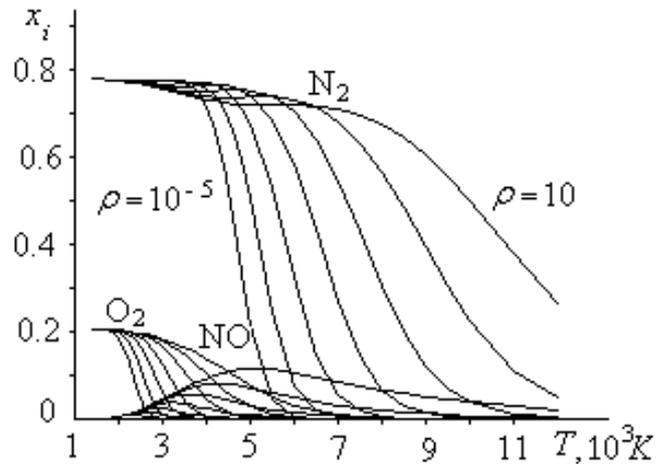


Рисунок 2. Зависимости равновесных значений концентраций компонентов воздуха от температуры

3 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 p – давление на поверхности аппарата; \mathbf{n} – нормаль к его поверхности; Σ – поверхность аппарата; \mathbf{r} – радиус вектор точки на поверхности СА.

Так как 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)

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

радиус-вектор отнесен к характерному линейному размеру (диаметру СА). Поверхность Σ состоит из двух частей: лобовой Σ_1 и донной Σ_2 . Давление на лобовую поверхность составляет главную часть аэродинамической силы и момента и намного превышает вклад донной части, так как донное давление при гиперзвуковых скоростях полета на порядки меньше лобового. Для тел малого удлинения с плоской задней частью донное давление принимается постоянным на всей поверхности. Тогда при вычислении коэффициентов силы и момента полагаем $\Sigma = \Sigma_1$. При малых скоростях в коэффициент сопротивления вводится поправка

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

Формулы для определения аэродинамических коэффициентов СА в сферической системе координат имеют вид

$$\begin{aligned} c_x &= \iint_{\omega} p(\varphi, \theta) \cos(n, x) d\varphi d\theta, \\ c_y &= \iint_{\omega} p(\varphi, \theta) \cos(n, y) d\varphi d\theta, \\ m_z &= \iint_{\omega} p(\varphi, \theta) (y \cos(n, x) - x \cos(n, y)) d\varphi d\theta, \\ \omega &= \{0 < \varphi < \pi/2, 0 < \theta < \pi\}, \end{aligned}$$

где x, y, z – проекции радиус-вектора \mathbf{r} в связанной системе координат.

Если поверхность СА задается уравнением $R=R_b(\varphi, \theta)$, то, опуская индекс b , нормаль к этой поверхности определим следующим образом

$$\begin{aligned} \cos(n, x) &= \frac{\cos\varphi + \frac{R'_\varphi}{R} \sin\varphi}{\sqrt{1 + \left(\frac{R'_\varphi}{R}\right)^2 + \left(\frac{R'_\theta}{R \sin\varphi}\right)^2}}, \\ \cos(n, y) &= \frac{\left(-\sin\varphi + \frac{R'_\varphi}{R} \cos\varphi\right) \cos\theta - \frac{R'_\theta}{R \sin\varphi} \sin\theta}{\sqrt{1 + \left(\frac{R'_\varphi}{R}\right)^2 + \left(\frac{R'_\theta}{R \sin\varphi}\right)^2}} \end{aligned}$$

Двойные интегралы вычисляются с помощью квадратурных формул.

4 Расчет траектории аппарата в поле притяжения Земли

Функции, описывающие траекторию СА в поле притяжения планеты, определяются решением следующей системы уравнений движения [4]

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\sigma_x g_0 \frac{\rho V^2}{2} - g \sin\theta, \\ \frac{d\theta}{dt} &= \sigma_x K g_0 \frac{\rho V}{2} + \left(\frac{V}{R} - \frac{g}{V}\right) \cos\theta, \end{aligned} \quad (2)$$

$$\frac{dH}{dt} = V \sin\theta, \quad \frac{dL}{dt} = V \frac{R_{\text{пл}}}{R} \cos\theta,$$

$$\sigma_x = \frac{c_x S}{mg}, \quad K = \frac{c_y}{c_x}, \quad g_0 = \gamma \frac{M_{\text{пл}}}{R_{\text{пл}}^2}, \quad g = g_0 \frac{R_{\text{пл}}^2}{R^2},$$

где V – скорость центра масс СА; θ – угол наклона вектора скорости к местному горизонту; H – высота полета над поверхностью планеты; L – дальность полета, отсчитываемая вдоль образующей поверхности планеты от точки входа; σ_x – баллистический параметр; g_0, g – ускорение силы тяжести на поверхности планеты и на высоте H ; S – площадь миделевого сечения аппарата; m – масса аппарата; $R_{\text{пл}}$ – радиус планеты, $R=R_{\text{пл}}+H$ – расстояние от центра планеты

до центра масс аппарата; c_x, c_y – коэффициенты аэродинамических сил лобового сопротивления и подъемной силы в поточной системе координат; K – аэродинамическое качество; γ – гравитационная постоянная; $M_{\text{пл}}$ – масса планеты. Скорость центра масс совпадает со скоростью набегающего потока в обращенном движении.

Система уравнений движения (2) получена в предположении, что движение плоское и происходит под действием силы тяжести и аэродинамических сил, планета – шар радиуса $R_{\text{пл}}$ и ее поле тяготения является центральным. Движение вокруг центра масс космического аппарата не рассматривается.

Численное решение системы (2) в пакете программ выполняется с помощью метода Рунге – Кутты 4-го порядка точности.

При совместном решении баллистической и аэродинамической задач значения аэродинамических коэффициентов при вычислении баллистических параметров на каждом шаге по времени по формуле Рунге – Кутты принимаются постоянными.

На рисунке 3 представлены результаты расчета баллистического спуска аппарата сегментальной формы (радиус сферической части $R=1$ м, радиус закругления кромки $r_0=0.05$ м, диаметр миделевого сечения $D=1$ м) со скоростью и углом входа 8 км/с, $\theta_0=-20^\circ$ соответственно. От момента времени входа $t=0$ до момента $t=20$ с газовая смесь за прямым скачком (за ударной волной на оси течения) состоит из атомов кислорода O и азота N и молекул азота N_2 , т.е. идет только одна реакция $N_2=N+N$. Затем с момента $t=20$ до 23-й секунды протекает также только одна реакция диссоциации $O_2=O+O$, после чего реакции прекращаются. Такая же картина наблюдается во всех точках минимальной области влияния ударного слоя.

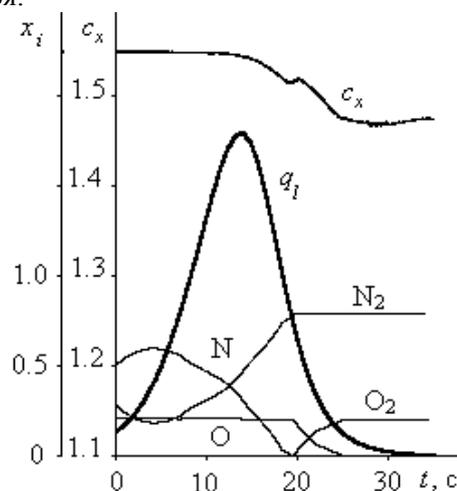


Рисунок 3. Результаты расчета баллистического спуска СА сегментальной формы

Ионизация не происходит, т.к. максимальная температура газа в ударном слое во всех точках траектории не превосходит 6140 К.

Максимальный ламинарный конвективный поток в критической точке $q_L = 9$ кВт/см². Расчет траектории на персональном компьютере с тактовой частотой 1.2 ГГц рассматриваемого варианта задачи выполнен всего за 45 секунд.

5 Расчет траектории спускаемого аппарата «Фобос-Грунт»

Спускаемый аппарат проекта «Фобос-Грунт» имеет форму конуса с углом при вершине 90°. Масса СА при движении в атмосфере Земли $m = 7.5$ кг, диаметр основания конуса $D_m = 0.45$ м, расстояние центра масс от лобовой точки СА $x_{им} = 0.131$ м. Сферический радиус закругления вершины конуса $R_c = 0.25D_m$, радиус закругления кромки конуса $r_0 = 0.0334D_m$.

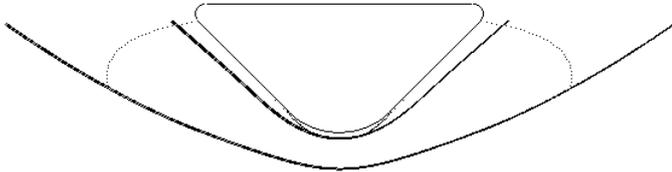


Рисунок 4. Физическая картина течения возле СА «Фобос-Грунт»

На рисунке 4 представлена физическая картина обтекания СА для двух значений скорости: $V_\infty = 0.6$ и 3.5 км/с. Положения и формы ударных волн (сплошные линии) и звуковых линий (пунктирные линии) при этих скоростях резко различаются, что обусловлено протеканием физико-химических процессов при более высокой скорости. Если при скорости $V_\infty = 0.6$ км/с в большей части ударного слоя течение является дозвуковым вплоть до кромки закругления, то при $V_\infty = 3.5$ км/с дозвуковое течение сосредоточено только около сферического закругления СА. При этом в окрестности конической части СА течение становится сверхзвуковым, и ударная волна за сферическим закруглением имеет коническую форму. Звуковая точка на поверхности СА при увеличении скорости перемещается от тороидальной кромки на коническую поверхность, приближаясь к точке сопряжения конуса со сферой. Такое увеличение сверхзвуковой зоны в расчетной области приводит к нарушению устойчивости разностной схемы и большим погрешностям расчета.

На рисунке 5 приведены результаты расчета распределения давления на лобовой поверхности СА при скорости движения $V_\infty = 3.5$ км/с.

На рисунке 6 приведены рассчитанные с помощью разработанного пакета программ значения величин c_x , c_y и m_z в зависимости от угла атаки α . Скорость набегающего потока $V_\infty = 0.6$ км/с, что соответствует числу

Маха 1.8 при давлении $p = 10^5$ Па и температуре $T = 250$ К. На этом же рисунке 6 приведены кривая 1, соответствующая зависимости от угла атаки

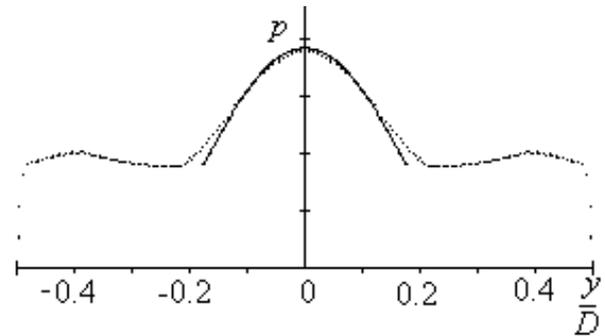


Рисунок 5. Распределение давления на лобовой поверхности СА при $V_\infty = 3.5$ км/с

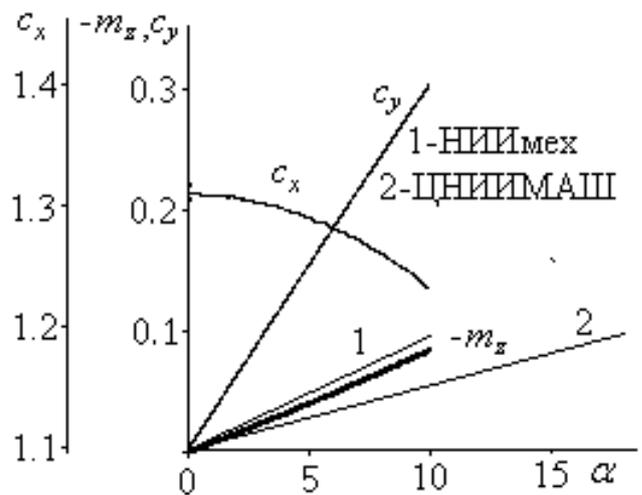
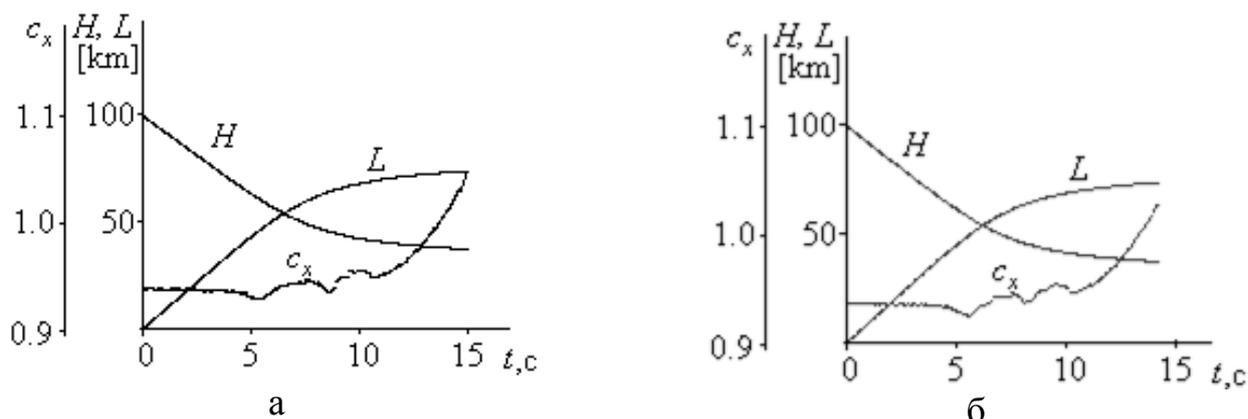


Рисунок 6. Распределение аэродинамических характеристик в зависимости от угла атаки

коэффициента m_z , полученной в результате испытаний модели СА «Фобос-Грунт» в аэродинамической трубе НИИМех МГУ [5], и кривая 2 – коэффициент m_z , полученный при испытаниях аналогичной модели СА в аэродинамической трубе ЦНИИМаш. Видно, что рассчитанная зависимость коэффициента момента m_z лежит между указанными кривыми. Что касается сравнения рассчитанного значения коэффициента сопротивления $c_x = 1.31$ при числе $M = 1.8$ и угле атаки $\alpha = 0^\circ$ с экспериментальными данными, то оно показывает хорошее совпадение с результатом испытаний $c_x = 1.32$ в ЦНИИМаш и результатом, полученным в НИИ механики МГУ - $c_x = 1.31$.

На рисунке 7 приведены основные результаты расчета траектории СА «Фобос-Грунт», где H – высота полета; L – дальность, и коэффициент аэродинамического сопротивления c_x в зависимости от времени полета при скорости входа в атмосферу, а – равной 11.5 км/с и б – 12.1 км/с при угле входа, равном минус 40° .



а - скорость входа СА - 11.5 км/с; б - скорость входа – 12.1 км/с.

Рисунок 7. Результаты расчетов траекторных параметров СА и коэффициентов аэродинамического сопротивления

Результаты расчетов показывают, что высота и дальность полета слабо зависят от скорости входа. Коэффициент c_x до 5-й секунды полета имеет постоянную величину, так как температура газа в ударном слое $T \sim 9000$ К и смесь газа состоит в основном из атомов кислорода и азота, а процесс ионизации протекает слабо. В диапазоне $t=5-10$ с величина c_x изменяется нелинейно, так как температура газа падает от 9000 К до 2500 К и в этом диапазоне температуры происходят процессы рекомбинации атомов азота и кислорода, которые завершаются при $T < 2500$ К. При $t > 10$ с звуковая точка на поверхности СА переходит со сферического затупления на коническую часть конуса (см. картину течения на рисунке 4), и коэффициент сопротивления c_x начинает возрастать.

Расчеты выполнены на пространственной сетке $33 \times 7 \times 4$. Время расчета траектории в приведенном на графиках диапазоне времени от 0 до 15 с с шагом 0.03125 с на персональном компьютере с тактовой частотой 1.2 ГГц занимает 1 минуту.

Приведенные материалы иллюстрируют хорошую сходимость результатов расчета аэродинамических коэффициентов спускаемых в атмосфере Земли аппаратов, получаемых с помощью разработанного пакета программ, с результатами 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 коэффициентов.

Список литературы

- 1 Голомазов М.М. Исследование сверхзвукового обтекания сегментальных и конических тел с учетом химических реакций // Журнал вычисл. матем. и матем. физ., 2005. Т.45. № 11. С. 2070-2076.
- 2 Кузнецов Н.М. Термодинамические функции и ударные адиабаты воздуха при высоких температурах. М.: Машиностроение, 1965.
- 3 Синченко С.Г. Аппроксимация термодинамических функций воздуха // Журнал вычисл. матем. и матем. физ., 1968. Т 8. № 4. С. 917-922.
- 4 Основы теории полета космических аппаратов / Под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972.
- 5 Гувернюк С.В., Зубков А.Ф., Пичхадзе К.М., Финченко В.С., Швеиц А.И. Сверхзвуковое обтекание тел малого удлинения / С.В. Гувернюк [и др.] // Вестник Московского университета. Серия 1. Математика, механика, 2009. № 5. С. 69-71.

УДК 629.78.047: 614.48: 629.787:
523.43 «Фобос-Грунт»

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПЛАНЕТАРНОЙ ЗАЩИТЫ МАРСА В ЭКСПЕДИЦИИ «ФОБОС-ГРУНТ». РАСЧЕТ НАДЕЖНОСТИ КОСМИ- ЧЕСКОГО АППАРАТА НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ПОЛЕТА



ХАМИДУЛЛИНА
Наталья Мугалимовна
начальник отдела ФГУП
«НПО им. С.А. Лавочкина»,
кандидат физико-
математических наук
E-mail: nmx@laspace.ru



КОЛОБОВ
Анатолий Юрьевич
начальник отдела ФГУП
«НПО им. С.А.Лавочкина»,
кандидат технических наук
E-mail: kolobov@laspace.ru

Н.М. Хамидуллина, А.Ю. Колобов

Статья содержит методику и результаты расчета надежности КА «Фобос-Грунт» на различных этапах полета - от старта до выхода на орбиту искусственного спутника Марса. Полученные значения вероятности безотказной работы КА являются существенной составной частью оценки вероятности попадания КА в атмосферу Марса. Это, в свою очередь, позволит сделать важный вывод о выполнении требований КОСПАР по защите Марса от загрязнения земными микроорганизмами.

Ключевые слова: планетарная защита; надежность; вероятность безотказной работы; этап полета; орбита; космический аппарат (КА); бортовые системы.

**PLANETARY PROTECTION OF MARS IN FRAME OF «PHOBOS-GRUNT» MISSION.
SC RELIABILITY CALCULATION AT VARIOUS FLIGHT PHASES. N.M. Khamidullina,
A.Y. Kolobov**

The article presents methodology and results of «Phobos-Grunt» SC reliability calculation at various flight phases: from launch till the insertion into the Mars orbit. The derived values of SC no-failure operation constitute an essential part of evaluation the probability of SC entering Mars atmosphere. That will in turn enable to conclude about the fulfillment of COSPAR requirements for Mars protection against the terrestrial microbe contamination.

Key words: planetary protection; reliability; probability of no-failure; flight phase; orbit; spacecraft (SC); onboard systems.

Краеугольным камнем политики планетарной защиты в межпланетных экспедициях является требование защиты планет и Земли от биологического загрязнения (статья IX Договора по дальнему космосу, Лондон/Вашингтон, 27.01.1967). Комитет по космическим исследованиям (КОСПАР) разработал классификацию экспедиций и определенные рекомендации по выполнению требований планетарной защиты [1]. Принципы политики планетарной защиты экспедиции «Фобос-Грунт», основной целью которой является доставка образцов грунта спутника Марса Фобоса на Землю, были подробно изложены в [2].

Внимание специалистов, читателей нашего журнала, предлагается цикл статей (настоящая статья – вторая), посвященных рассмотрению различных аспектов проблемы защиты Марса от земного микробиологического загрязнения.

Запуск КА «Фобос-Грунт» предполагается в ноябре 2011 г. Схема межпланетной экспедиции «Фобос-Грунт» включает в себя следующие этапы:

- выведение на отлетную от Земли траекторию;
- перелет Земля-Марс с проведением трех коррекций траектории;

- торможение и выход на начальную трехсуточную орбиту искусственного спутника Марса (ИСМ), отделение маршевой двигательной установки (МДУ) и переходной фермы, проведение одной-двух малых коррекций, отделение китайского спутника УН-1;
- поэтапное сближение орбиты КА с орбитой Фобоса до расстояний, позволяющих осуществить посадку;
- посадка на поверхность Фобоса, взятие проб грунта;
- взлет с Фобоса и полет по круговой базовой орбите ИСМ;
- переход на высокоапогейную предстартовую орбиту ИСМ;
- разгон с предстартовой орбиты к Земле и перелет Марс-Земля с проведением до пяти коррекций;
- вход в атмосферу Земли и посадка;
- поиск и эвакуация спускаемого аппарата с образцами грунта Фобоса.

Перелетный модуль (ПМ) КА «Фобос-Грунт» представляет собой открытую платформу, на которой под негерметичной теплозащитной оболочкой установлены служебные бортовые системы, научные приборы, возвращаемая ракета со спускаемым на Землю аппаратом. Под перелетным модулем в направлении оси $-X_{КА}$ расположен китайский КА УН-1.

Полет к Марсу осуществляется с помощью МДУ, представляющей собой модификацию разгонного блока «Фрегат» со сбрасываемыми баками.

1 Требования КОСПАР по планетарной защите Марса для марсианских орбитальных КА

Согласно классификации КОСПАР [1] полет марсианского орбитального аппарата (перелетный модуль экспедиции «Фобос-Грунт») относится к категории III. Поскольку целью данной работы является исследование способов защиты Марса от загрязнения земными микроорганизмами, объектом подробного анализа служат этапы подлета к Марсу и полет в окрестности Марса КА «Фобос-Грунт» до его посадки на Фобос.

С целью защиты марсианской среды от земных микроорганизмов для орбитальных аппаратов экспедиций категории III лимитируется вероятность разрушения (выхода из строя) КА и его падения на Марс. Согласно критериям, установленным политической КОСПАР по планетарной защите, должны выполняться следующие требования к вероятности попадания КА на Марс:

- ≤ 0,01 для первых 20 лет существования аппарата;
- ≤ 0,05 для последующих 30 лет.

Если КА не может удовлетворять заданным выше условиям, то лимитируется уровень микробиологической

контаминации (загрязнения) КА, а именно: микробиологическое загрязнение свободных поверхностей орбитального аппарата на момент окончания сборки должно составлять не более 500 бактериальных спор на квадратный метр, а его полная бионагрузка не должна превышать 5×10^5 бактериальных спор.

Такой уровень микробиологической чистоты достигается стерилизацией одних элементов аппарата и очисткой тех элементов, для которых невозможно подобрать режим стерилизации без ухудшения их качества, с последующей сборкой в специализированном чистовом помещении с уровнем чистоты не хуже класса 8 в соответствии с ГОСТ ИСО 14644-1-2002 [3].

В применении к КА «Фобос-Грунт» принят первый подход: лимитируется вероятность разрушения КА и его падения (и/или его составных частей) в атмосферу Марса.

Таким образом, для решения задачи планетарного карантина Марса требуется тщательный расчет вероятности попадания КА в атмосферу Марса, основанный на сочетании расчета характеристик надежности КА на различных этапах экспедиции и тщательного баллистического анализа траектории полета. Статья, первая из цикла этих работ, содержит результаты расчета вероятности безотказной работы (ВБР) КА на основных этапах его полета, значение которой является одной из основных составляющих при анализе вероятности попадания КА в атмосферу Марса.

2 Оценка надежности КА «Фобос-Грунт» на различных этапах полета

Как указывалось выше, для расчета вероятности попадания КА в атмосферу Марса необходимо знать надежность КА «Фобос-Грунт» на различных этапах миссии.

Для расчета этой величины используются значения ВБР составных частей (СЧ) и бортовых систем (БС), заданные в соответствующих технических заданиях (ТЗ) и представленные в таблице 1.

Значения ВБР радиоэлектронных БС на различных этапах миссии получаем путем пересчета значений ВБР, заданных в ТЗ, с учетом продолжительности этапа.

В соответствии с экспоненциальным законом распределения ВБР электронных систем определяется следующей формулой [4]

$$P(t) = e^{-\lambda t} \quad (1)$$

Путем несложных преобразований для этапа миссии длительностью T_2 получаем формулу для пересчета ВБР

$$P_{T_2} = e^{T_1 \ln P_{T_1} \frac{T_2}{T_1}} \quad (2)$$

Таблица 1 - Значения ВБР БС и СЧ КА «Фобос-Грунт» за время полета КА

Бортовая система	ВБР (по ТЗ)
БКУ (бортовой комплекс управления)	0,994
БРК (бортовой радиокомплекс)	0,994
АФС (антенно-фидерная система)	0,9999
Привод ОНА (остронаправленная антенна)	0,999
СЭС (система электроснабжения)	
- КАС	0,998
- ХИТ	0,9995
- АБ	0,9992
- БФ	0,9998
ДУ (двигательная установка)	0,995
Конструкция	0,9999
БКС (бортовая кабельная сеть)	0,9999
СОТР (система обеспечения теплового режима)	0,9999
ТДУ	0,999
МДУ (маршевая двигательная установка)	0,999

где P_{Tl} и T_l – ВБР и время работы БС по ТЗ (как правило, это длительность миссии) соответственно.

Методика расчета ВБР КА на различных этапах полета подробно продемонстрирована на примере первого этапа - выведения КА на опорную орбиту искусственного спутника Земли (ОО ИСЗ), структурная схема надежности которого представлена на рисунке 1.

В соответствии со структурной схемой на рисунке 1 ВБР КА «Фобос-Грунт» при выведении на опорную орбиту ИСЗ определяется по формуле

$$P_{\text{выведения ОО}} = P_{\text{РН}} \times P_{\text{СЗБ}} \times P_{\text{ПФ}} \times P_{\text{СО}} \times P_{\text{МДУ}} \times P_{\text{ПМ}}, \quad (3)$$

где $P_{\text{РН}}$ – ВБР ракеты-носителя;

$P_{\text{СЗБ}}$ – ВБР головного обтекателя (сборочно-защитного блока);

$P_{\text{ПФ}}$ – ВБР переходной фермы;

$P_{\text{СО}}$ – ВБР системы отделения;

$P_{\text{МДУ}}$ – ВБР маршевой двигательной установки;

$P_{\text{ПМ}}$ – ВБР перелетного модуля за время выведения на опорную орбиту.

В свою очередь, $P_{\text{ПМ}}$ определяется через ВБР БС по формуле

$$P_{\text{ПМ}} = P_{\text{БКУ}} \times P_{\text{БРК}} \times P_{\text{АБ}} \times P_{\text{ДУ}} \times P_{\text{КАС}}, \quad (4)$$

где $P_{\text{БКУ}}$ – ВБР бортового комплекса управления ПМ;

$P_{\text{БРК}}$ – ВБР бортового радиокомплекса ПМ;

$P_{\text{АБ}}$ – ВБР аккумуляторной батареи СЭС ПМ;

$P_{\text{МДУ}}$ – ВБР маршевой двигательной установки;

$P_{\text{КАС}}$ – ВБР комплекса автоматики и стабилизации СЭС ПМ.

В сводной таблице 2 представлены значения ВБР СЧ, БС и КА в целом на различных этапах полета КА «Фобос-Грунт» вплоть до выхода на орбиту искусственного спутника Марса (ОИСМ).

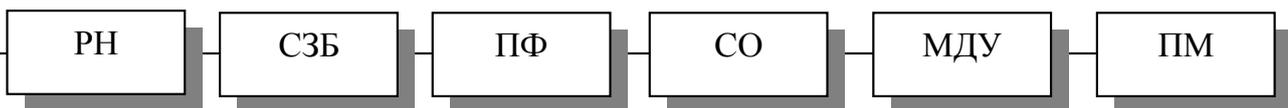


Рисунок 1. Схема надежности выведения КА на опорную орбиту ИСЗ

Таблица 2 - Значения ВБР КА «Фобос-Грунт» на различных этапах полета

Наименование СЧ и БС КА	ВБР
1. Выведение на опорную орбиту (ОО), длительность 2,5 час	
СЧ	
Ракета- носитель (РН)	0,804
Головной обтекатель (сборочно-защитный блок), СЗБ	0,999
Переходная ферма (ПФ)	0,999985
Система отделения (СО)	0,9(5)86
Маршевая двигательная установка (МДУ)	0,999
Перелетный модуль (ПМ) за время выведения на ОО	0,999569
БС за время выведения на ОО	
Бортовой комплекс управления (БКУ) ПМ	0,9(6)5
Бортовой радиокomплекс (БРК) ПМ	0,9(6)325
Аккумуляторная батарея (АБ) ПМ	0,9(7)
Комплекс автоматики и стабилизации (КАС) ПМ	0,9(7)88
Двигательная установка (ДУ) ПМ	0,99957
P_{выведения ОО}	0,978
2. Выведение на промежуточную орбиту, ПО (510 сек)	
БС	
БКУ	0,9(7)7
БРК	0,9(7)61
АБ	0,9(8)4
КАС	≈1
ДУ ПМ	0,999
$R_{ПМ}$	0,9989997
P_{выведения ПО}	0,978
3. Разгон на межпланетную траекторию (3,5 час + 967 сек)	
БКУ	0,9(6)25
БРК	0,9(5)89
АБ	0,9(6)85
КАС	0,9(7)82
ДУ ПМ	0,999
$R_{ПМ}$	0,998998
P_{разгона МТ}	0,997998
4. Выполнение 1-й коррекции	
БС до 1-й коррекции (10 сут.)	
БКУ	0,9(4)52
Антенно-фидерная система (АФС)	0,9999
БРК	0,9(5)7
СОТР	0,9(5)7
Солнечные батареи (СБ)	0,9(6)4

АБ	0,9(4)897
КАС	0,9(5)7
ДУ ПМ	0,999
$R_{ПМ}$	0,99884
БС во время 1-й коррекции (17 сек)	
БКУ	≈1
АФС	0,9(8)8
БРК	≈1
СОТР	≈1
СБ	≈1
АБ	0,9(9)
КАС	≈1
ДУ ПМ	0,999
МДУ	0,999
$R_{1к} = 0,999 * 0,99884$	0,99784
5. Выполнение 2-й коррекции	
БС от момента завершения 1-й коррекции до 2-й коррекции (55 сут.)	
БКУ	0,999736
АФС	0,99945
БРК	0,9999835
СОТР	0,9999835
СБ	0,9(5)67
АБ	0,9(4)43
КАС	0,9999835
ДУ ПМ	0,999
$R_{ПМ}$	0,99813
БС во время 2-й коррекции (2 сек)	
БКУ	≈1
АФС	0,9(8)8
БРК	≈1
СОТР	≈1
СБ	≈1
КАС	≈1
АБ	≈1
ДУ ПМ	0,999
МДУ	0,999
$R_{2к} = 0,999 * 0,99813$	0,99713
6. Выполнение 3-й коррекции	
БС от момента завершения 2-й коррекции до 3-й коррекции (240 сут.)	
БКУ	0,998848
АФС	0,9976
БРК	0,999928
СОТР	0,999928
СБ	0,9(4)856
АБ	0,99975
КАС	0,999928
ДУ ПМ	0,999
$R_{ПМ}$	0,99497

БС во время 3-й коррекции (10 сек)	
БКУ	≈1
АФС	0,9(8)8
БРК	≈1
СОТР	≈1
СБ	≈1
АБ	≈1
КАС	≈1
ДУ ПМ	0,999
МДУ	0,999
$P_{зк} = 0,999 * 0,99497$	
7. Выход на начальную орбиту искусственного спутника Марса (ОИСМ)	
БС от завершения 3-й коррекции до отделения МДУ (15 сут.)	
БКУ	0,9999279
АФС	0,999849
БРК	0,9(5)5499
СОТР	0,9(5)5499
СБ	0,9(6)1
АБ	0,9999845
КАС	0,9(5)5499
ДУ ПМ	0,999
$R_{ПМ}$	0,99872
$R_{ОИСМ}$	0,998723
8. ВБР КА от старта с Земли до выхода на ОИСМ (310 сут.)	
БКУ	0,998512
АФС	0,9969
БРК	0,999907
СОТР	0,999907
СБ	0,9(4)814
АБ	0,99968
КАС	0,999907
ДУ ПМ	0,999
МДУ	0,999
СО СББ	0,9(5)86
СО МДУ	0,9(5)86
Рэтапа	0,99278
Примечание - цифра в скобках соответствует количеству цифр «9» после запятой.	

Таким образом, ВБР КА, т.е. вероятность успешного выполнения этапа от старта с Земли до выхода на ОИСМ, составляет 0,99278.

Полученные результаты позволят, совместно с баллистическим анализом траектории полета КА «Фобос-Грунт», рассчитать вероятность попадания КА и его СЧ в атмосферу Марса и, тем самым, сделать важный вывод о выполнении требований КОС-ПАР по защите Марса от загрязнения земными микроорганизмами в экспедиции «Фобос-Грунт».

Список литературы

1 COSPAR New Policy, Recommendations and Implementation Guidelines Document // COSPAR Plane-

tary Protection Policy (October 20, 2002), approved by the Bureau and Council, WORLD SPACE COUNCIL, Houston, USA.

2 Принципы планетарного карантина экспедиции «Фобос-Грунт» / М.Б. Мартынов [и др.] // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2009. № 2. С. 8-12.

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

4 Волков Л.И., Шишкевич А.М. Надежность летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1975.

УДК 629.78.01:621.383.8



ЗАНИН

Кирилл Анатольевич

ведущий научный сотрудник
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,
кандидат технических наук
E-mail: khsm@laspace.ru

К.А. Занин

РАЗРАБОТКА МЕТОДИЧЕСКОГО АППАРАТА ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ

В статье рассматривается проблема повышения качества проектирования космических систем оптико-электронного наблюдения.

Ключевые слова: космическая система оптико-электронного наблюдения; производительность; качество; проектирование.

METHODS FOR QUALITY GROWTH OF OPTOELECTRONIC OBSERVATION SPACE SYSTEMS DESIGN. K.A. Zinin

The article covers the issue of quality improvement of optoelectronic observation space systems design.

Key words: optoelectronic observation space system; efficiency; quality; design.

Ключевым звеном современной технологии геоинформационного обеспечения является получение космических или аэрофотоснимков объектов в виде цифрового изображения [1]. Тенденция развития зарубежных космических систем оптико-электронного наблюдения (КС ОЭН) в последнее время определяется улучшением их разрешающей способности до 0,5 м и выше («GeoEye-1») и увеличением оперативности наблюдения до 1-2 раз в сутки.

Концепция развития отечественных КС ОЭН [1;2] остается дискуссионной проблемой, так как планируемая к 2020 г. периодичность наблюдения в 2-3 раза хуже требуемой, при многочисленном и дорогостоящем составе предлагаемой орбитальной группировки (ОГ). Фактически предлагаемый вариант существенно уступает показателям оперативности, достигнутым не только за рубежом, но и в Российской Федерации 10 лет назад одиночными КА.

Например, опыт создания и эксплуатации высокоорбитальной КС ОЭН «Аркон-1» (КА № 1 в 1998 г. и КА № 2 в 2003 г.) показал, что для высоты орбиты 1500x1800 км в широтном поясе 30-70 градусов достигается периодичность наблюдения один-два раза в сутки при разрешающей способности от 1,0 м [3].

Очевидно, что возникает противоречие между требованиями к информационному обеспечению и

предлагаемыми возможностями КС ОЭН при ограниченных ресурсах и сроках создания.

Достижение высоких характеристик КС ОЭН возможно только при рациональном выборе проектных параметров. Поэтому для улучшения информационного обеспечения пользователей требуется повышение качества проектирования КС ОЭН по ряду показателей.

1 Показатели эффективности функционирования КС ОЭН

Основным показателем качества КС ОЭН является производительность. Под производительностью понимается количество обслуживаемых объектов, информация о которых доставлена потребителю с заданным качеством по совокупности показателей: линейное разрешение на местности (ЛРМ); периодичность наблюдения; оперативность доставки; точность привязки координат; спектральное и радиометрическое разрешение с учетом ограничений на пропускную способность наземного комплекса.

В целом производительность КС ОЭН определяется не только характеристиками оптико-электронного комплекса, но и динамикой движения КА в составе орбитальной группировки, условиями визирования каждого объекта и распределением объектов наблюдения по поверхности Земли. Поэтому методы проектирования должны учитывать совокупность

комплекса факторов, влияющих на показатели качества КС ОЭН. Разработка КС ОЭН начинается на стадии определения концепции. Основное влияние на качество информации КС ОЭН оказывает этап эскизного проектирования, на котором производится взаимная увязка требований потребителей и проектного облика системы.

Итоговым документом, формализующим концепцию космической системы наблюдения, является техническое задание. Разработчик системы отвечает перед заказчиком за качество и полноту реализации технического задания. Разработка проекта или коррекция существующего ТЗ осуществляется на стадии эскизного проектирования.

Качество выполнения этапа эскизного проектирования определяется полнотой учета влияния отдельных проектных параметров на системные показатели КС ОЭН. Здесь необходимо провести исследования областей применения системы совместно с непосредственными потребителями информации и найти концептуальные пути удовлетворения требований по ряду показателей качества с учетом технических ограничений и возможностей производства.

На последующих стадиях жизненного цикла КС ОЭН также необходимо проводить исследования, позволяющие ответить на вопрос о соответствии космической системы техническому заданию. При этом необходимо учитывать особенности системы, заложенные на стадии эскизного проектирования.

Таким образом, качество проектирования КС ОЭН главным образом определяется рациональностью построения и взаимного сопряжения элементов информационного тракта и орбитального построения в условиях действия случайных и неопределенных факторов с учетом большого числа технических ограничений. В результате возникает актуальная научно-техническая проблема разработки и реализации методического аппарата повышения качества проектирования КС ОЭН.

Основная задача анализа качества - оценка технического уровня создаваемых и разработка рекомендаций для будущих КС ОЭН. Согласно ГОСТ 15467-79 «Управление качеством продукции. Основные понятия. Термины и определения» под качеством изделия понимается совокупность всех свойств, обуславливающих пригодность удовлетворять определенные требования в соответствии с его назначением.

Для КС ОЭН мера качества должна учитывать качество формируемого изображения и различные тактико-технические, эксплуатационные и технико-экономические показатели [4]. В соответствии с РД50-64-84 установлены следующие виды качества продукции:

- показатели назначения;
- показатели надежности;
- показатели экономического использования сырья, материалов, топлива, энергии и трудовых ресурсов;
- эргономические показатели;
- технологические показатели;
- показатели транспортабельности;
- эстетические показатели;
- показатели стандартизации и унификации;
- патентно-правовые показатели;
- экологические показатели;
- показатели безопасности.

Таким образом, свойства КС ОЭН как информационной системы задаются на самом первом уровне - показатели назначения.

Определение эффективности КС ОЭН проводится тремя способами:

- в процессе летных испытаний ведется измерение объективных параметров изображения по определенным показателям: линейному разрешению, периодичности наблюдения, радиометрической чувствительности и т.д.;

- оценивается вероятность решения потребителем той или иной задачи или общее количество решенных задач, и эта вероятность является мерой качества КС ОЭН.

- оценивается результат какой-либо деятельности, проводимой по информации предоставляемой КС ОЭН, тогда мерой качества является более сложный функционал от качества информации.

КС ОЭН является сложной динамической системой и характеризуется множеством частных показателей качества. Путем комбинации частных показателей формулируется обобщенный (комплексный) показатель качества.

Проблема анализа эффективности КС ОЭН рассмотрена в работах [2;4-6]. В работе [5] эффективность космической системы наблюдения предлагается определять вероятностью решения задач пользователей, а в качестве обобщенного показателя использовать линейную свертку частных показателей, под которыми понимается вероятность решения задач из заданного списка

$$E = \sum_{i=1}^N \alpha_i P_{\text{зад}i},$$

где α_i - коэффициент важности i -той задачи,

$$\sum_{i=1}^{N_{\text{эф}}} \alpha_i = 1;$$

$P_{\text{Зад}i}$ - вероятность решения i -той задачи пользователя;

$N_{\text{эф}}$ - количество задач.

При этом вероятность решения задачи пользователя определяется произведением вероятностей условий реализации отдельных требований

$$P_{\text{Зад}i} = P_{L_i} P_{T_i} P_{\lambda_i},$$

где P_{L_i} - вероятность наблюдения с заданным разрешением;

P_{T_i} - вероятность наблюдения с заданной периодичностью;

P_{λ_i} - вероятность наблюдения в заданном спектральном диапазоне.

Недостатком такого подхода является то, что линейная свертка не дает гарантий высоких значений отдельных показателей по всему множеству.

Кроме того, ЛРМ и периодичности обзора не являются независимыми случайными величинами.

Особенно существенным данный недостаток становится для КС ОЭН детального оперативного наблюдения, у которых существует выраженная зависимость качества наблюдения объекта от условий. При этом отличное качество изображения может быть получено только в небольшом количестве наблюдений (обычно не более 30%).

Использование показателей эффективности такого типа оправданно поэтому только в КС ОЭН среднего и низкого разрешения, у которых линейное разрешение на местности (ЛРМ) и качество информации существенно не меняются в процессе наблюдения.

Вероятность решения задачи пользователя $P_{\text{Зад}i}$ определяется вероятностью правильного отображения состояния i -го объекта на текущий момент времени t . Она зависит от скорости старения информации, определяемой вероятностью сохранения состояния объекта спустя время после наблюдения, а также от давности информации об этом объекте, находящейся у потребителя на данный момент времени t .

Итоговая вероятность решения задачи пользователя определяется выражением

$$P_{\text{Зад}} = P_{\text{ст}}(T_{\text{оп}}) P_{\text{Зад}L}(L) P_{\text{н}}(T_{\text{оп}}, L),$$

где $P_{\text{ст}}(T_{\text{оп}})$ - вероятность старения информации, т.е. ее соответствия фактическому состоянию объекта к моменту $T_{\text{оп}}$;

$P_{\text{Зад}L}(L)$ - вероятность решения задачи при обработке снимка с линейным разрешением L ;

$P_{\text{н}}(T_{\text{оп}}, L)$ - вероятность осуществления успешного наблюдения с учетом метеобстановки, точностных характеристик КА и других факторов.

Вероятность успешного наблюдения определяется выражением

$$P_{\text{н}} = P_{\text{зах}} P_{\text{обл}} P_{\text{обз}},$$

где $P_{\text{зах}}$ - вероятность захвата объекта в кадр целевой аппаратурой с учетом погрешности работы системы ориентации КА;

$P_{\text{обл}}$ - вероятность отсутствия облачности в момент наблюдения;

$P_{\text{обз}}$ - вероятность попадания объекта в зону обзора, в которой обеспечивается наблюдение с заданным качеством $(T_{\text{оп}}, L)$.

2 Структура временных показателей для анализа эффективности КС ОЭН

Ввиду динамических свойств наблюдаемых объектов вероятность того, что сведения, полученные в результате последнего наблюдения, будут соответствовать фактическому состоянию объекта к моменту использования информации, уменьшается с течением времени. Поэтому, кроме качества наблюдения и полосы обзора, требования пользователей содержат оперативность - интервал времени, проходящий между постановкой задачи и получением информации потребителем.

Оперативность доставки информации потребителю $T_{\text{оп}}$ зависит от двух временных слагаемых - интервала времени выхода космического аппарата на объект с момента постановки задачи $T_{\text{вых}}$ и суммарного интервала времени доставки информации потребителю от момента съемки до момента ее непосредственного получения T_{Σ} , с учетом хранения на борту КА, наземной обработки и передачи по каналу связи

$$T_{\text{оп}} = T_{\text{вых}} + T_{\Sigma}.$$

Интервал времени выхода КА в район объекта наблюдения $T_{\text{вых}}$ с момента постановки задачи пользователем обусловлен в основном текущей баллистической ситуацией и расположением объекта

$$T_{\text{вых}} \leq T_{\text{обз}} + T_{\text{подг}},$$

где $T_{\text{обз}}$ - периодичность обзора заданного объекта;

$T_{\text{подг}}$ - интервал времени планирования работы бортовой аппаратуры и подготовки КА к наблюдению. Интервал времени доставки информации пользователю T_{Σ} по линиям связи и подготовки $T_{\text{подг}}$ для

современных информационных комплексов обычно незначителен, и основным временным слагаемым, ограничивающим непрерывность обслуживания, является время выхода космического аппарата на объект наблюдения. В свою очередь, указанное время меньше или равно периодичности обзора объекта

$$T_{\text{вых}} \leq T_{\text{обз}}.$$

Периодичность обзора $T_{\text{обз}}$ определяется интервалом времени между двумя повторными выходами космического аппарата в зону, где возможно наблюдение заданного объекта. В связи с тем, что возможность наблюдения объекта реализуется не при каждом цикле обзора, периодичность наблюдения хуже периодичности обзора

$$T_{\text{обз}} \leq T_{\text{наб}},$$

где $T_{\text{наб}}$ - периодичность наблюдения с учетом метеообстановки, точностных характеристик КА и других ограничений.

3 Показатели качества проектирования КС ОЭН

На основе полученных данных КС ОЭН пользователь должен принять решение о состоянии наблюдаемого объекта по дифференцирующим признакам, связанным с пространственным и спектральным распределением интенсивности электромагнитного излучения.

Оптико-электронный комплекс совместно с орбитальным построением должен обеспечивать требуемую пропускную способность (объем передаваемой информации с учетом характеристик бортовых систем и наземного радиоконкомплекса) и качество передачи изображения. Качество получаемой информации определяет в итоге эффективность функционирования и, следовательно, определяется качеством проектирования КС ОЭН.

Большинство пользователей КС ОЭН формулируют требования к качеству изображения по критерию линейного разрешения на местности, определяющему наименьшие различимые детали, полученные на снимке при различных условиях наблюдения и освещенности [1].

В результате выбор проектных и баллистических параметров орбитального комплекса КС ОЭН тесно взаимосвязан и определяет следующие показатели качества:

- линейное разрешение на местности $L_{\text{лрм}}$;
- периодичность наблюдения с заданным разрешением $T_{\text{наб}} (L \leq L_{\text{тр}})$;
- полоса захвата $B_{\text{зах}}$;
- радиометрическое разрешение μ (или соотношением сигнал-шум ψ);
- пропускная способность информационного комплекса (НИК) $I_{\text{оэк}}$;

- угловая разрешающая способность ОЭК γ ;
- коэффициент полезного действия информационного тракта k_n (определяется нормированной пропускаемой пространственной частотой ν_n);
- контрастная чувствительность приемника $K_{\text{пр}}$;
- среднеквадратичная ширина полосы пропускания S_e .

Требования к ЛРМ и высота орбиты совместно определяют частные показатели качества системы стабилизации КА:

- динамический диапазон системы стабилизации по угловой скорости k_{ω} ;
- точность отработки угловой скорости $\Delta\omega$;
- максимальная угловая скорость прецизионной стабилизации ω_{max} ;
- максимальное угловое ускорение прецизионной стабилизации ε_{max} .

Требования пользователей к качеству информации входят в противоречие с техническими ограничениями на конструкцию КА и аппаратуру наблюдения, полосу захвата, реализацию требуемых условий наблюдения, орбитальных параметров и законов управления. Поэтому повышение качества проектирования КС ОЭН обеспечивается выбором рациональной архитектуры их информационных трактов.

Взаимосвязь показателей эффективности КС ОЭН и качества информационного тракта показана на рисунке 1.

Для решения задачи параметрического синтеза требуется выбрать основные проектные параметры, влияющие на перечисленные показатели качества информационного тракта КС ОЭН.

В связи с тем, что показатели в каждой реализации являются псевдослучайной величиной, для перехода от статистической задачи к детерминированной необходимо использовать следующие операторы

$$\Phi = \langle \Phi_1, \Phi_2, \Phi_3, \Phi_4 \rangle,$$

где Φ - множества распределения параметров (например, гистограмма «ЛРМ-периодичность») для конкретных объектов или их подмножеств; Φ_1 - математическое ожидание; Φ_2 - квантиль; Φ_3 - вероятность; Φ_4 - минимум или максимум показателя.

Показателем эффективности КС ОЭН с учетом всех характеристик может выступать производительность Π , определяющая число обслуживаемых объектов (площади района наблюдения), для которых система обеспечивает заданную вероятность решения задач пользователя и, соответственно, требования пользователей по качеству информации: ли



Рисунок 1. Взаимосвязь показателей эффективности КС ОЭН и качества



Рисунок 2. Декомпозиция этапов проектирования КС ОЭН

нейному разрешению на местности и периодичности наблюдения.

Одним из факторов, влияющих на потенциальную производительность КА, является высота орбиты. С увеличением высоты орбиты увеличивается периодичность наблюдения и площадь просматриваемых районов, снижаются требования по динамике перенацеливания КА, соответственно увеличивается и производительность оптико-электронного КА.

Квантиль P^α (минимальная, гарантированная производительность), вычисленная за период одного витка, суток или срока активного существования КА, определяется выражением

$$P^\alpha = \min\{P, P_{\text{зад}} \geq \alpha\},$$

где P^α - квантиль производительности КС ОЭН;

P - площадь или число объектов, наблюдаемых системой в единицу времени, для которых выполняются требования по условиям наблюдения с вероятностью $P_{\text{зад}} \geq \alpha$.

4 Декомпозиция процедуры проектирования космической системы оптико-электронного наблюдения

Для решения проблемы повышения качества проектирования необходимо разработать методический аппарат, учитывающий особенности КС ОЭН.

Прежде всего проектирование КС ОЭН необходимо разделить на этапы анализа и синтеза. Синтез

заключается в создании вариантов проектного облика информационного тракта КС ОЭН, анализ - в определении показателей качества и сравнительном исследовании вариантов построения ОГ.

Синтез КС ОЭН, как это общепринято, необходимо разделить на процедуры структурного и параметрического синтеза. Особенностью параметрического синтеза КС ОЭН является необходимость учета влияния орбитального построения и информационного тракта на качество системы в целом.

Целью структурного синтеза является определение рациональной структуры информационного тракта - перечня типовых элементов, составляющих информационный тракт, способов связи элементов между собой и перечня показателей качества их функционирования.

Параметрический синтез заключается в определении числовых значений проектных параметров и диапазонов показателей качества элементов и системы в целом, при заданной рациональной структуре информационного тракта. Результатом параметрического синтеза КС ОЭН должен быть вектор проектных параметров, для которых показатели качества удовлетворяют требованиям потребителей информации. Общая схема этапов проектирования КС ОЭН показана на рисунке 2.

В результате структурного синтеза определяется количество и тип элементов, используемых в системе, связи между ними и последовательность расположения

в информационном тракте. Выбираются возможные принципы взаимной геометрической и точностной увязки элементов информационного тракта.

На втором этапе проводится параметрический синтез - выбор характерных значений параметров

системы и показателей качества. В ходе его определяются диапазоны численных значений конструктивных параметров синтезированной структуры. Применительно к КС ОЭН основные этапы проектных процедур синтеза и анализа приводятся на рисунке 3.



Рисунок 3. Основные этапы анализа и синтеза КС ОЭН

Анализ КС ОЭН сводится к многократному статистическому моделированию целевого функционирования на длительном интервале времени и определению показателей качества вариантов.

Проведенная декомпозиция процедуры проектирования КС ОЭН позволила сформировать логическую схему решения проблемы повышения качества проектирования. Разрешение указанной проблемы необходимо осуществлять комплексной увязкой орбитального построения будущих КС ОЭН с рациональным выбором проектных параметров ОЭЖ путем решения следующих взаимосвязанных задач:

1. Рациональный выбор и согласование проектных параметров ОЭЖ для улучшения его качества (коэффициента полезного действия) путем увеличения предельной пропускаемой пространственной частоты, ширины полосы пропускания и других характеристик.

2. Определение проектных параметров системы стабилизации КА: точностей стабилизации угловой скорости, максимальной угловой скорости и ускорения прецизионной стабилизации КА для реализации требуемого качества изображения.

3. Определение разумного диаметра и габаритов оптической системы для улучшения углового разрешения ОЭЖ в целом. При решении данной задачи необходимо учитывать п.п. 1 и 2.

4. Определение соответствующего найденным рациональным параметрам п.п. 1-3 орбитального построения ОГ - типа и высоты орбиты, наклона и количества КА.

Наиболее рационально решать задачи п.п. 1-4 совместно путем реализации комплексной модели функционирования КС ОЭН, включая оптико-электронный комплекс и построение ОГ. Решение задачи п. 3 без решения задачи п. 1 и п. 2 нецелесообразно. Для решения задачи п. 3 требуется определение ограничений на высоту орбиты с учетом требований алгоритмов съёмки к допустимым систематическим и случайным смазам изображения.

Кроме того, решение задачи п. 1 требует учета технических ограничений и дискретности характе-

ристик элементов ОЭЖ, выпускаемых отечественной промышленностью. Для учета этих особенностей требуется разработка моделей отдельных элементов информационного тракта КС ОЭН. Общая схема совместного решения задач показана на рисунке 2.

Успешное совместное решение задач п.п. 1-3 дает возможность обосновать рациональные проектные параметры ОЭЖ и их запасы и, решив задачу п. 4, определить орбитальное построение ОГ.

Работа выполнена в рамках федеральной целевой программы Научные и научно-педагогические кадры инновационной России, проект № НК-86П.

Список литературы

1 Концепция развития космических средств дистанционного развития Земли до 2040 года / А.А. Асташкин [и др.] // Космонавтика и ракетостроение, 2010. № 4(61). С. 118-124.

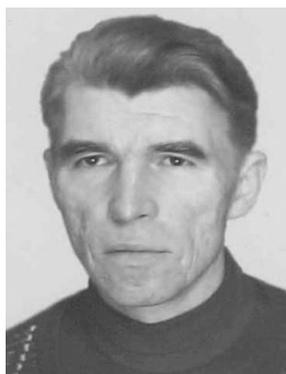
2 Макриденко Л.А., Минаев И.В., Волков С.Н. Особенности разработки и использования КС ДЗЗ в интересах социально-экономического развития РФ. Часть 2. Системное обоснование логической структуры проектирования перспективных КС ДЗЗ // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ, 2007. Т. 104. С. 139-149.

3 Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под ред. Г.М. Полищука и К.М. Пичхадзе. М.: МАИ-Принт, 2010.

4 Аллеев Р.М., Иванов В.П., Овсянников В.А. Основы теории анализа и синтеза воздушной тепловизионной аппаратуры. Изд-во Казанского университета, 2000. 250 с.

5 Спутниковые системы мониторинга / В.В. Малышев [и др.]. М.: Изд-во МАИ, 2000.

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



АРИСТОВ

Валерий Павлович
ведущий специалист
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,
кандидат физико-
математических наук
E-mail: dep103180@laspace.ru



ТЕЛЕПНЕВ

Пётр Павлович
начальник отдела
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,
E-mail: dep103180@laspace.ru



ЕРМАКОВ

Владимир Юрьевич
заместитель начальника
отдела ФГУП «НПО им.
С.А. Лавочкина»,
кандидат технических наук
E-mail: dep103180@laspace.ru



СКОРОГЛЯДОВ

Петр Игоревич
инженер-конструктор
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,
E-mail: dep103180@laspace.ru

УДК 629.78.03

РАСЧЕТ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ ЦЕПИ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ В ИНТЕРАКТИВНОМ РЕЖИМЕ

В.П. Аристов, П.П. Телепнев, В.Ю. Ермаков, П.И. Скорогляд

Предлагается схема синтеза уравнений, описывающих структуру пневмогидравлических цепей (ПГЦ) и происходящие в таких цепях нестационарные процессы, на основе которой разработана алгоритмическая программа. Дается описание графического интерфейса для использования разработанного программно-алгоритмического обеспечения (ПАО) в удобном при проведении численных расчетов режиме. Приводятся результаты тестовых расчетов.

Ключевые слова: уравнения ПГЦ; расход рабочей среды; перепад давления; графический интерфейс.

REAL TIME CALCULATION OF PNEUMOHYDRAULIC CIRCUIT FOR A PROPULSION SYSTEM. V.P. Aristov, P.P. Telepnev, V.Y. Ermakov, P.I. Skoroglyadov

The article proposes a synthesis sequence of equations, describing the structure of pneumohydraulic circuits and nonstationary processes occurring in such kind of circuits, which are the basis for the algorithm program. Description of graphical interface is given to be used for the developed algorithm software in convenient calculation mode. Test calculation results are given.

Key words: pneumohydraulic circuits equations; working medium consumption; pressure fall; graphical interface.

В предыдущей публикации авторов [1] описывается методология построения математической модели пневмогидравлической системы (ПГС) для использования теории цепей при разработке алгоритма и расчетной программы с целью исследования нестационарных процессов, происходящих при функционировании ПГС, состоящей из агрегатов, рассматриваемых как элементы с сосредоточенными параметрами. Пневмогидравлическая система

замещается на эквивалентную пневмогидравлическую цепь.

В настоящей работе представлена схема формирования (синтеза) системы уравнений ПГЦ, на основе которой разработано программно-алгоритмическое обеспечение для проведения соответствующих расчетов.

Программный комплекс допускает возможность расширения с целью уточнения математической модели, а разработанный графический интерфейс

делает формирование эквивалентных структур ПГЦ и проведение расчетов оперативным и многофункциональным. Эти особенности отличают данную работу от постановки аналогичных вопросов в доступной литературе.

1 Описание схемы синтеза системы уравнений ПГЦ

В настоящем разделе и далее используются общепринятые в данной области исследований понятия, наименования и обозначения [2], которые также частично объяснены в [1]. Поэтому здесь такие определения и объяснения названий лишний раз не повторяются.

В [1] описана в **линеаризованном** виде следующая общая система уравнений ПГЦ

$$[B] \cdot [\delta \Delta p] = [0], \quad (\text{уравнения контуров})$$

$$[A] \cdot [\delta G] = [0], \quad (\text{уравнения узлов})$$

$$[\delta \Delta p] = [Z_G] \cdot [\delta G], \quad (\text{уравнения ветвей})$$

где $[B] \equiv [b_{ki}]$ – матрица контуров;

$[\delta \Delta p] \equiv [\delta \Delta p_i]$ – вектор амплитуд размерных вариаций перепадов давлений на ветвях;

$$[A] \equiv [a_{ki}] \quad - \text{ матрица узлов;}$$

$[\delta G] \equiv [\delta G_i]$ – вектор амплитуд размерных вариаций расходов в ветвях;

$$[Z_G] \equiv [Z_{G_i}] \quad - \text{ диагональная матрица размерных сопротивлений ветвей.}$$

Или в раскрытом виде

$$\sum_{i=1}^{n_g} b_{ki} \delta \Delta p_i = 0, \quad k=1, \dots, n_k; \quad (1)$$

$$\sum_{i=1}^{n_g} a_{ki} \delta G_i = 0, \quad k=1, \dots, n_y-1=n_g-n_k; \quad (2)$$

$$\delta \Delta p_i = Z_{G_i} \delta G_i, \quad i=1, \dots, n_g, \quad (3)$$

здесь n_g – количество ветвей; n_y – количество узлов; n_k – количество независимых контуров ($n_k = n_g - n_y + 1$) в структуре ПГЦ.

Приведенная система структурных уравнений цепи линейна и содержит в сумме $2n_g$ независимых уравнений относительно $2n_g$ переменных, являющихся компонентами векторов $\delta \Delta p$ и δG : вариациями перепадов давления $\delta \Delta p_i$ и вариациями расходов δG_i в i -той ветви системы, $1 \leq i \leq n_g$. Назовем эти переменные функциями состояния рабочей среды. Для расчета ПГЦ приведенную систему уравнений необходимо дополнить уравнениями идеализированных элементов (ИдЭ) в ветвях, которые для

наиболее типичных ИдЭ в линеаризованном виде будут приведены дальше.

Помимо основных уравнений (1)-(3) имеем также следующие соотношения для ветвей системы

$$\delta \Delta p_i = \sum_{j_i=1}^{n_{эл,i}} \delta \Delta p_{i j_i}; \quad (4)$$

$$\delta G_i = \delta G_{i1} = \dots = \delta G_{i n_{эл,i}} \quad \text{или} \quad \delta G_{i j_i} = \delta G_i. \quad (5)$$

В приведенных соотношениях индекс « j_i » указывает на то, что переменная с таким индексом принадлежит к i -той ветви и имеет в этой ветви j -тый номер, соответствующий j -тому элементу, входящему в эту ветвь; $n_{эл,i}$ – количество ИдЭ в i -той ветви. Выделим в уравнениях отдельно перепады давления на активных элементах (напоры источников, точнее, напоры, создаваемые источниками)

$$\delta \Delta p_i = \delta \Delta p_i^{\text{пассивн}} + \delta \Delta p_i^{\text{активн}}.$$

Переобозначим

$$\delta \Delta p_i^{\text{пассивн}} = \delta \Delta p_i, \quad \delta \Delta p_i^{\text{активн}} = -\delta \Delta H_i,$$

тогда

$$\delta \Delta p_i \rightarrow \delta \Delta p_i - \delta \Delta H_i. \quad (6)$$

Выражение (6) (n_g выражений) с учетом (4) запишем так

$$\delta \Delta p_i - \delta \Delta H_i = \sum_{j_i=1}^{n_{эл,i}} \delta \Delta p_{i j_i} - \delta \Delta H_i.$$

Могут существовать системы, в которых

$$\delta \Delta H_i = \sum_{j_i=1}^{n_{акт,i}} \delta \Delta H_{i j_i}, \quad \text{т.е. в одной ветви находится}$$

несколько источников напора (или расхода). Тогда, учитывая линейность и принцип суперпозиции, реакцию системы на каждое возмущающее воздействие можно рассматривать отдельно. В последнем выражении оставим обозначение $n_{эл,i}$, но это будет уже количество пассивных ИдЭ в i -той ветви, т.е. количество ИдЭ за вычетом количества активных ИдЭ, которое условно обозначено выше как $n_{акт,i}$.

Приведем линеаризованные уравнения для пассивных двухполусных элементов, наиболее характерных для рассматриваемого класса задач (линеаризованные уравнения для ИдЭ «инерционность», «сопротивление» и «ёмкость» (проточная))

$$\frac{L}{F} \frac{d \delta G}{dt} = \rho \cdot L \cdot \delta P_x + \delta \Delta p, \rightarrow \delta \Delta p = \frac{L}{F} \frac{d \delta G}{dt} - \rho \cdot L \cdot \delta P_x;$$

$$\delta \Delta p = \frac{\lambda \cdot L}{2R} \cdot \frac{G}{\rho \cdot F^2} \cdot \delta G + \frac{L}{4R} \cdot \frac{G^2}{\rho \cdot F^2} \cdot \delta \lambda - \rho \cdot L \cdot \delta P_x;$$

$$\frac{V}{a^2} \frac{d\delta p}{dt} = \delta G_0 - \delta G_1, \quad \rightarrow \frac{d\delta p}{dt} = \frac{a^2}{V} \cdot \delta \Delta G,$$

$$\rightarrow \delta p = \frac{a^2}{V} \cdot \int \delta \Delta G dt.$$

Будем считать, что внешние массовые силы отсутствуют (или вариация внешних массовых сил равна нулю, $\delta P_x = 0$) и вариацией коэффициента сопротивления можно пренебречь (т.е. $\delta \lambda \approx 0$). Введем оператор дифференцирования $q = d/dt$. Тогда уравнения для пассивных двухполюсных элементов, входящих в ветви, с учетом (5) можно записать в следующем обобщенном операторном виде

$$\delta \Delta p_{ij_i} = C_{j_i}(q; 1/q) \cdot \delta G_i, \quad (7)$$

где составные операторы $C_{j_i}(q; 1/q)$ записываются так

$$C_{j_i}(q; \text{парам.}) = \frac{L}{F} \frac{d}{dt} = \frac{L}{F} \cdot q,$$

$$C_{j_i}(\text{парам.}) = \frac{\lambda \cdot L}{2R} \cdot \frac{G}{\rho \cdot F^2},$$

$$C_{j_i}(1/q; \text{парам.}) = \frac{a^2}{V} \cdot \int dt = \frac{a^2}{V} \cdot \frac{1}{q}$$

соответственно для инерционности, сопротивления и ёмкости (проточной). Заметим, что индексы параметров в некоторых очевидных случаях для простоты опущены. Повторим, что в подробной записи индекс « j_i » указывает на то, что элемент принадлежит к i -той ветви и имеет в этой ветви j -тый номер.

В уравнении (7) $C_{j_i}(q; 1/q)$ – это операторы, составленные по уравнениям для ИдЭ из оператора дифференцирования $q = d/dt$ и коэффициентов этих уравнений и соответствующие каждому определенному уравнению.

Введя обозначения

$$\sum_{j_i=1}^{n_{\text{эл},i}} C_{j_i}(q; 1/q) = C_i(q; 1/q),$$

можно записать следующие выражения для вариаций перепадов давления в ветвях

$$\delta \Delta p_i = \sum_{j_i=1}^{n_{\text{эл},i}} \delta \Delta p_{ij_i} = \sum_{j_i=1}^{n_{\text{эл},i}} C_{j_i}(q; 1/q) \cdot \delta G_i =$$

$$= C_i(q; 1/q) \cdot \delta G_i. \quad (8)$$

Запишем с учетом (6) формулу (1) для уравнений сохранения контуров в следующем виде

$$\sum_{i=1}^{n_g} b_{ki} (\delta \Delta p_i - \delta \Delta H_i) = 0, \quad \sum_{i=1}^{n_g} b_{ki} \delta \Delta p_i = \sum_{i=1}^{n_g} b_{ki} \delta \Delta H_i. \quad (9)$$

Подставляя выражение (4) в последнюю формулу, получим уравнения

$$\sum_{i=1}^{n_g} b_{ki} \sum_{j_i=1}^{n_{\text{эл},i}} \delta \Delta p_{ij_i} = \sum_{i=1}^{n_g} b_{ki} \delta \Delta H_i,$$

при подстановке в которые уравнений (7), описывающих идеализированные элементы (ИдЭ), получим следующие окончательные уравнения (уравнения сохранения для контуров)

$$\sum_{i=1}^{n_g} b_{ki} \left[\sum_{j_i=1}^{n_{\text{эл},i}} C_{j_i}(q; 1/q) \right] \delta G_i = \sum_{i=1}^{n_g} b_{ki} \delta \Delta H_i, \quad k=1, \dots, n_k \quad (10)$$

или с учетом (8)

$$\sum_{i=1}^{n_g} b_{ki} C_i(q; 1/q) \delta G_i = \sum_{i=1}^{n_g} b_{ki} \delta \Delta H_i.$$

Дополнив n_k уравнений (10) $n_g - n_k$ уравнениями (2) (уравнениями сохранения для узлов)

$$\sum_{i=1}^{n_g} a_{ki} \delta G_i = 0, \quad k=1, \dots, n_y-1 \quad (n_y-1 = n_g - n_k),$$

приходим к системе n_g уравнений для n_g переменных δG_i (вариаций расходов в n_g ветвях системы).

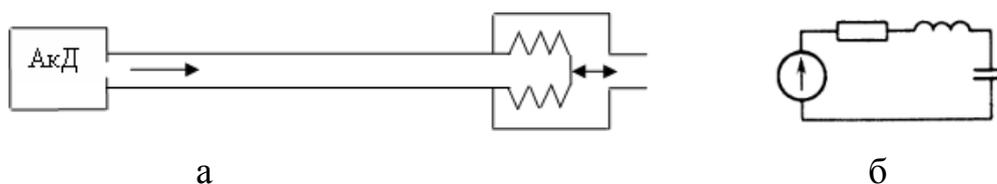
Таким образом, с помощью уравнений для ИдЭ мы исключили из уравнений сохранения вариации перепадов давлений $\delta \Delta p_{ij}$ и получили замкнутую систему уравнений для нахождения вариаций расходов δG_i .

Перепады давлений $\delta \Delta p_{ij}$ можно найти из тех же уравнений для ИдЭ, а перепады давлений $\delta \Delta p_i$ для ветвей найдем, просуммировав перепады давлений $\delta \Delta p_{ij}$ для соответствующих элементов, входящих в ветви. Перепады давлений $\delta \Delta p_i$ для ветвей находятся также и из уравнений ветвей (3), если известны сопротивления ветвей Z_{G_i} (сопротивления ветвей можно найти как сумму сопротивлений соответствующих элементов, входящих в ветви, включая внутренние сопротивления источников). Или, напротив, при рассчитанных вариациях расходов δG_i и вариациях перепадов давлений $\delta \Delta p_i$ по формуле (3) находятся сопротивления ветвей Z_{G_i} .

На основе системы, составленной из уравнений (10) и уравнений (2), разработан алгоритм и программа численного расчета процессов для определенного класса ПГЦ, конструируемых при помощи таких уравнений.

2 Использование графического интерфейса

Для реализации ПАО численного расчета процессов в ПГЦ разработан программный интерфейс, позволяющий применять достаточно гибкий способ построения структурной схемы для проведения расчета нестационарных процессов в пневмогидравли-



а – эквивалентная схема исследуемого колебательного звена (ПГС);

б – соответствующая эквивалентная цепь (ПГЦ).

Рисунок 1. Эквивалентная схема и эквивалентная цепь наглядной ПГС

ческих системах, рассматриваемых как абстрактный объект, в котором можно варьировать и его структуру, и математическое описание составляющих его агрегатов.

По чертежам пневмогидравлической системы в графическом редакторе программы составляется схематический и упрощенный чертеж (эквивалентная схема), в котором игнорируются некоторые второстепенные элементы конструкции - например, датчики, а также другие элементы, слабо влияющие на динамические процессы в системе. Их следует исключить при построении в графическом редакторе. Напротив, в эквивалентную схему необходимо включить такие конструктивные элементы, которые существенно сказываются на динамике процессов (в соответствии со сборочными чертежами, например местные сужения, расширения, а также повороты или изгибы трубопроводов, из-за которых возникают потери давления и т.п.).

Для составления уравнений вводятся пять основных типов идеализированных элементов (согласно принятому в литературе [1]), из которых конструируются модели агрегатов, составляющих систему: «инерционность» (обычно это прямые участки трубопроводов), «сопротивление» (изгибы, сужения трубопроводов и т.п.), «ёмкость» (проточная, тупиковая и т.д.) и активные элементы – «источник напора» (система конструктивных элементов, создающая напор в ПГС, например аккумулятор давления), «источник расхода» (система конструктивных элементов, реализующая расход рабочего вещества).

Каждому из этих пяти типов соответствует свой, необходимый к заполнению, список физических параметров. Используя только эти элементы, мы можем построить эквивалентную ПГС, соответствующую исходному чертежу с принятыми допущениями и приближениями. Это значит, что пользователь сам может регулировать в принятом представлении точность и полноту описания исследуемой схемы в графическом редакторе.

После проведения логических операций программа автоматически формирует файл данных, необходимый для проверки правильности выполнения пользователем всех операций, связанных с построением графа, то есть структурного геометрического образа изучаемой системы. Окончив расчет, программа формирует файл данных, содержащий в себе

всю информацию об эквивалентной схеме, построенной пользователем, а результат отражается в правой части окна графического редактора.

3 Сравнение с аналитическим решением. Тестовые модели ПГС

Для проверки работы алгоритмической программы приведем пример из [2, с. 321], где рассмотрена система, состоящая из последовательно расположенных в тракте сопротивления, инерционности и ёмкости (ёмкость – как упругий элемент) с источником возмущения в виде идеального источника напора, и получено аналитическое решение.

Пусть эквивалентная схема такой системы (ПГС) представлена в виде, изображенном на рисунке 1а, где колебательное звено состоит из аккумулятора давления (АкД, реальный источник напора), трубопровода и ёмкости как упругого элемента, которые моделируются в цепи **идеальным** источником напора и сопротивлением (по схеме замещения для **реального** источника напора), инерционностью (для прямого цилиндрического трубопровода) и упругим элементом – ёмкостью. Соответствующая эквивалентная цепь (ПГЦ) представлена на рисунке 1б, где **традиционно** использованы условные обозначения по аналогии с электрическими цепями, принятые в электротехнике. В рассматриваемой схеме цепи с источником напора, сопротивлением, инерционностью и ёмкостью будем считать, что источник напора (АкД) задается ступенчатой функцией, а ёмкость – непроточный упругий элемент. Заметим, что ступенчатая функция используется в качестве типового возмущения, например, в теории автоматического регулирования. Физический процесс в этой системе упрощенно можно представить так, что в начальный момент времени в систему подается постоянное давление, которое начинает действовать на упругий элемент, после чего начинаются колебания или наступает «переломный момент» и далее процесс затухает.

В аналитическом решении [2, с. 321] представлены три случая расчета с тремя различными графиками, характеризующими поведение системы в зависимости от соотношения между параметрами системы – инерционной постоянной времени и постоянной демпфирования. Соответственно, возможен различный характер

переходного процесса в ПГЦ, представляемой рассматриваемым колебательным звеном.

Все три случая были смоделированы с использованием разработанной программы, описанной выше. Для всех случаев параметры системы идентичны,

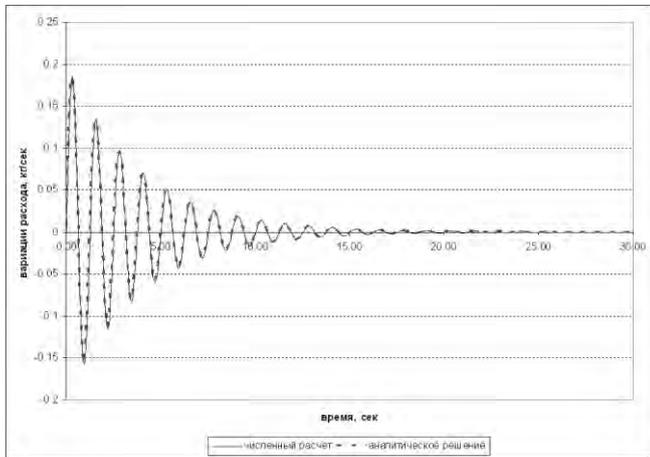


Рисунок 2. Случай 1, переходный процесс при $F_{эф}=0.007(м^2)$

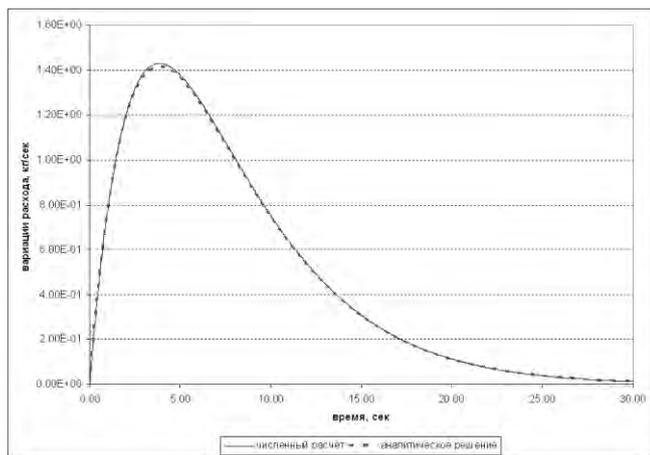


Рисунок 3. Случай 2, переходный процесс при $F_{эф}=0.1355$

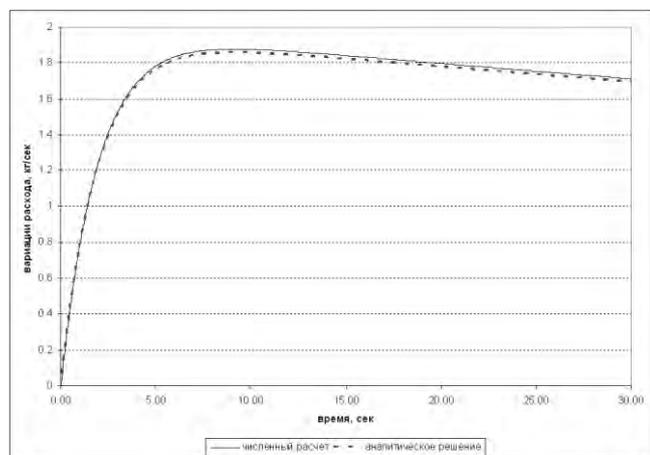


Рисунок 4. Случай 3, переходный процесс при $F_{эф}=0.7$

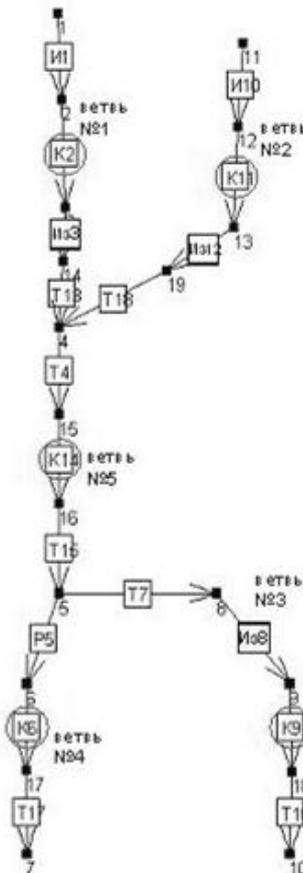
кроме одного варьируемого параметра – эффективной площади $F_{эф}$ для упругого элемента–ёмкости.

На рисунках 2-4 приведены графики, построенные с использованием аналитических формул, и графики, полученные численным решением соответствующего дифференциального уравнения.

При тестовых расчетах рассматривались также эквивалентные схемы ПГЦ, имитирующие структуру ПГС двигательных установок КА, включающую основные функциональные составляющие системы.

Схемы ПГЦ представляются в упрощенном виде с целью экспериментального определения возможностей разработанного ПАО по исследованию поведения системы при переходных процессах, в частности по определению реакции системы на операцию открытия и закрытия клапанов для задействования или отключения функций наддува от источников давления (напора). Функциональное состояние клапанов задается в соответствии с циклограммой их работы. Циклограмма формируется или искусственно с целью выявления определенных состояний системы, или в соответствии с результатами испытаний, если таковые имеются.

Рассмотрим схему ПГЦ, представленную на рисунке 5, где в ветвях находятся источники давления



К – клапан; Т – трубопровод; Из – сопротивление-изгиб; И – источник давления; Р – сопротивление - резкое расширение.

Рисунок 5. Эквивалентная схема ПГЦ

(напора), заданные ступенчатыми функциями, которые имитируют газовые аккумуляторы давления, реализующие наддув (и включающие шар-баллон или баллон со сжатым газом и редуктор давления). Дальше расположены клапаны, которые регулируют открытие-закрытие шар-баллонов (начало и прекращение наддува). Отдельные ветви осуществляют подвод рабочего тела (рабочей среды) к двигателям КА. Эти ветви перекрываются клапанами, регулирующими подвод рабочего тела к двигателям.

На рисунке 6 представлена циклограмма работы клапанов в рассматриваемой схеме (светлая клетка – клапан закрыт, темная – открыт).

Событие, сек. номер клапана	Клапан 2	Клапан 6	Клапан 9	Клапан 11	Клапан 14
0					
3	■			■	
5	■			■	■
8	■	■		■	■
15	■		■	■	■
18	■	■		■	■
22	■	■		■	■
26	■			■	■
30					

Рисунок 6. Циклограмма включений клапанов системы

На рисунках 7, 8 приведены результаты расчетов по указанной циклограмме для перепадов давления в ветвях, номера которых на графиках соответствуют номерам на схеме. Размерные и физические параметры структурных элементов в схеме и характеристики рабочей среды принимались в расчетах соответствующими характеристикам реальных ПГС двигательных установок.

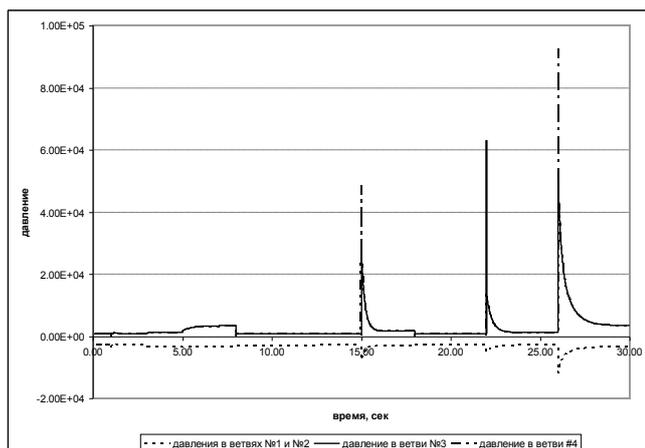


Рисунок 7. Зависимость давления в третьей и в четвертой ветвях от двух источников давления

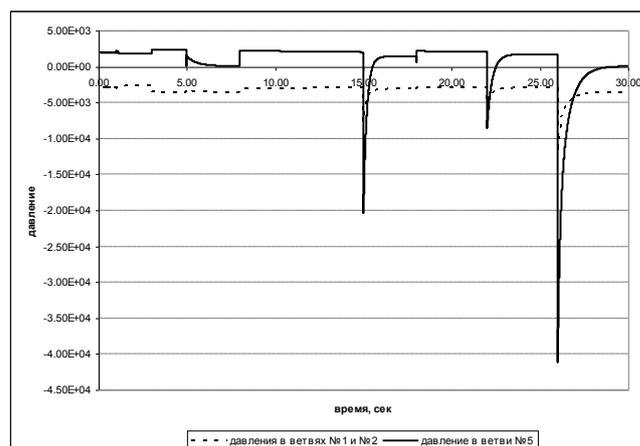


Рисунок 8. Зависимость давления в пятой ветви от давления в первой и второй ветвях

Выводы

На основе предложенной математической модели разработана алгоритмическая программа, в которой рассчитываются общие закономерности изменения перепада давления и расхода рабочей среды (функций состояния рабочей среды) в ветвях ПГС при вариациях функции наддува.

Структура предлагаемой программной системы позволяет уточнять как саму математическую модель, так и состав исследуемой ПГС. Специально разработанный на основе современных программных средств графический интерфейс пользователя даёт возможность оперативно проводить расчеты в интерактивном режиме по представленной алгоритмической программе.

Проведенные тестовые расчеты показывают целесообразность выбранного подхода для решения задач практического расчета ПГС двигательных установок.

Список литературы

1 Аристов В.П., Телепнев П.П., Ермаков В.Ю. Применение теории цепей к построению алгоритма расчета пневмогидравлической системы двигательной установки КА// Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2010. № 2.

2 Гликман Б.Ф. Математические модели пневмогидравлических систем. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986.

УДК 629.78.06-533.6-69/.71



ИВАНОВ

Николай Николаевич
ведущий специалист ФГУП
«НПО им. С.А. Лавочкина»,
кандидат физико-
математических наук
E-mail: ivanov_n_n@laspace.ru

ИВАНОВ

Алексей Николаевич
научный сотрудник
компания Дэнкс,
кандидат физико-
математических наук
E-mail: ANI24@yandex.ru

ТЕПЛОИЗОЛЯЦИОННЫЙ АЭРОГЕЛЬ И ПЬЕЗОАКТИВНАЯ ПЛЕНКА PVDF – СОВРЕМЕННЫЕ, ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И КОСМИЧЕСКОГО ПРИБОРО- СТРОЕНИЯ

Н.Н. Иванов, А.Н. Иванов

Настоящая работа посвящена современным, перспективным материалам - аэрогелю и пленке PVDF, их свойствам и характеристикам, значимым научным результатам, полученным с использованием этих материалов на космических аппаратах в Космосе, а также конструкции одного из вариантов PVDF- аэрогелевого датчика - регистратора воздействия метеороидно-техногенных тел на космический аппарат.

Ключевые слова: аэрогель; пленка PVDF; АМС «Stardust» и «ВЕГА»; счетчик и анализатор частиц «Дусма»; PVDF- аэрогелевый датчик.

HEAT-INSULATING AEROGEL AND PIEZO-ACTIVE PVDF FILM ARE UP-TO-DATE, ADVANCED MATERIALS FOR SPACE TECHNOLOGY AND SPACE INSTRUMENT ENGINEERING.

N.N. Ivanov, A.N. Ivanov

The article deals with up-to-date advanced materials such as PVDF aerogel and film, their properties and characteristics, scientific output, gained by their usage on spacecraft in various space missions, and with the design of one of the PVDF variations – the aerogel sensor, intended for recording of meteoroidal and anthropogenic impact on a spacecraft.

Key words: aerogel, PVDF film; «Stardust» and «VEGA» unmanned spacecraft; «Dusma» particles counter and analyzer, aerogel sensor PVDF.

При написании данной работы была сформулирована цель: собрать и систематизировать информацию, касающуюся характеристик и свойств современных, перспективных материалов - аэрогеля и пьезоактивной пленки PVDF, разрозненную по различным, порой трудно доступным, источникам, и показать значимые научные результаты исследований Космоса в XX веке, с их помощью полученные. Представленная информация может быть полезна в качестве справочного материала для инженеров и научных работников, занимающихся вопросами создания космических аппаратов и космических приборов, а также для аспирантов и студентов. Приводимая в работе принципиальная конструкция PVDF-аэрогелевого датчика может рассматриваться как базовая для экспериментальных исследований, а после отработки конструкции - как штатный вариант

датчика для регистрации совокупности параметров воздействия метеороидов и техногенных тел на космический аппарат.

1 Аэрогель

Аэрогели - это пористо-волоконистые материалы, в которых жидкая фаза полностью замещена газообразной фазой - воздухом (на Земле) или вакуумом (в Космосе). Структуру, например, кварцевого аэрогеля образуют кластеры диаметром порядка 4 нм (0,004 мкм), формирующие трехмерную сетку, размеры пор которой в 10 и более раз превышают размеры кластеров и занимают по объему, как правило, 90 - 99%.

Изобретателем аэрогеля считается Стивен Кистлер (Steven Kistler) из Тихоокеанского колледжа (College of the Pacific) в Стоктоне, Калифорния, США, опубликовавший в 1931 г. свои результаты в журнале «Nature». Следует сказать, что аэрогель С. Кистлером был получен еще в 1920-1922 годах,



Рисунок 1. Монтаж блоков аэрогеля (200x200x50 мм), изготовленных в Институте катализа им. Г.К. Борескова СО РАН, в Детектор Большого Андронного Коллайдера (ЦЕРН. Женева. Швейцария)

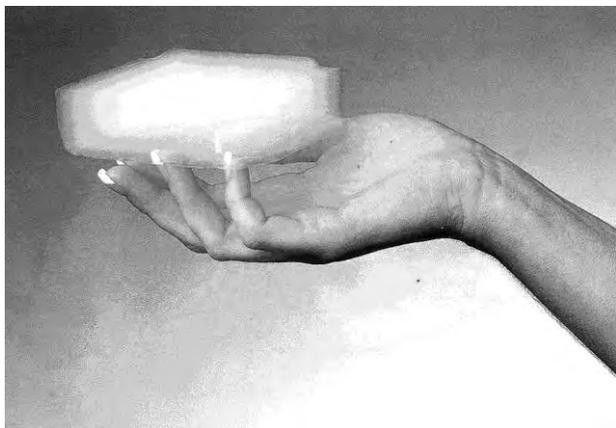


Рисунок 2. Образец блока аэрогеля, изготовленного по заказу НАСА, США

однако в течение многих лет никто не знал, где этот материал можно грамотно и эффективно использовать.

К 2010 г. в мире получены различные типы аэрогелей. Среди них такие, как: кварцевый (кристаллический SiO_2 , первый из всех полученных и самый легкий), аморфный кремнеземный (SiO_2), углеродный (C), кремнеземный с добавками гадолиния (Gd) и тербия (Tb), аэрогели на основе оксидов цинка (ZnO), хрома (Cr_2O_3), олова (SnO_2), вольфрама (WO_3), железа (Fe_2O_3) с алюминиевыми наночастицами и др.

В данной работе рассматривается аэрогель на основе кремнезема SiO_2 , который успешно использовался и продолжает использоваться в космонавтике, а также различных областях науки и техники.

В течение последних десятилетий XX века аэрогель как теплоизоляционный материал нашел применение на американских орбитальных кораблях типа «Space Shuttle» (не менее 8 пусков), в марсианских роверах «Mars Pathfinder», «Opportunity», «Spirit»; ис-

пользовался как наполнитель для селективных космических ловушек и совместно с пленкой PVDF как регистратор частиц внеземного происхождения - на космических аппаратах «Stardust», «Spacelab-II», «Eureca» [1]. Предполагалось использование аэрогеля в детекторе космического мусора на МКС. В XXI веке американские специалисты планируют использовать аэрогель в новых орбитальных кораблях типа CEV (Crew Exploration Vehicle), скафандрах космонавтов в марсианском проекте NASA, в роверах новых конструкций, в космическом приборостроении. Легковесный и прозрачный аэрогель может представлять интерес и как защитный экран для панелей солнечных батарей, антенн нового поколения, отдельных элементов конструкции космического аппарата от микрометеороидов и техногенных тел.

Аэрогель успешно используется также в физике низких температур, в лазерных экспериментах, акустике, микроэлектронике, в вирусологии (улавливание и обнаружение вредоносных микроорганизмов в воздухе) [2].

Общий вид образцов аэрогеля на основе кремнезема, полученных в России и за рубежом, показан на рисунках 1 и 2.

В таблицах 1, 2 представлены основные свойства и технические характеристики SiO_2 -аэрогелей. Следует отметить, что технические характеристики SiO_2 -аэрогелей в таблице 2 - это перевод, сделанный одним из авторов данной работы с данных Ливерморской национальной лаборатории им. Лоуренса (Lawrence Livermore National Laboratory (LLNL), второго атомного центра в США, созданного в 1952 г. в дополнение к знаменитой Лос-Аламосской лаборатории.

Таблица 1 - Основные свойства SiO_2 -аэрогеля

Легко переносит перегрузки во время запуска и при маневрировании КА
Сверхлегкий материал
Прекрасный теплоизоляционный материал, не горюч, характеризуется низкой теплопроводностью
Стоек к радиации
Хорошо поглощает инфракрасное излучение
Упругий и гибкий
Прозрачен, однороден. Добавление соответствующих наночастиц изменяет цвет аэрогеля от близкого к белому до черного
Обладает низкими диэлектрическими константами
Обладает относительно высокой прочностью. Выдерживает нагрузку, в ~2000 раз превышающую собственный вес

Таблица 2 - Технические характеристики кремнеземного (SiO₂)-аэрогеля

Характеристики	Значения
Состав	95% SiO ₂ , ~ 4% C, ~ 1% H (гидрофобный тип), 99,6% SiO ₂ , ~ 0,4% H (гидрофильный тип)
Диапазон плотности, ρ, кг/м ³	4...600 (для воздуха ρ ₀ = 1,225 кг/м ³ при T ₀ = 288 К и P ₀ = 0,1 МПа)
Диапазон показателя рефракции (преломления), n	1,0008...1,126 на длине волны 0,6328 мкм (красный He - Ne лазер) (для стекла n ≈ 1,5)
Диапазон пористости, П, %	73...99,8
Диапазон площади удельной поверхности, S _{уд.} , м ² /г	580...960
Диапазон модуля Юнга, н/м ²	6,9×10 ⁴ ...3,5×10 ⁸
Коэффициент термического расширения	~2×10 ⁻⁶ см/см при (293...353) К
Коэффициент светопропускания	> 90 % (типично)** на длине волны 0.6328 мкм (красный He - Ne лазер)
Теплопроводность*, λ, Вт/(м×К)	~0,02 при T ₀ =300 К (воздух, λ = 0,02485 при T ₀ = 290 К и P ₀ = 0,1 МПа), (вода λ = 0,599 при T ₀ = 293 К и P ₀ = 0,1 МПа)
Теплопроводность твердой компоненты аэрогеля*, λ _{ТВ} , Вт/(м×К)	~10 ⁻⁵ при T ₀ <10 К и P ₀ = 0,1 МПа
Скорость звука*, с, м/с	100...760
Акустический импеданс *	(10 ³ ...10 ⁵) кг/(м ² ×с)
Состояние аэрогеля в процессе воздействия на него рентгеновского излучения	аморфное
Температура плавления аэрогеля, T, К	~1473
Примечания * Приближенные данные, заимствованные из измерений материалов, подобных аэрогелю; все другие величины - результаты измерений аэрогелей в Ливерморской национальной лаборатории им. Лоуренса. ** Результат получен в экспериментальных исследованиях на оптической толщине, данные по которой не указаны. Прим. переводчика.	

Первыми, кто получил аэрогель в России, были сотрудники Института катализа им. Г.К. Борескова СО РАН (г. Новосибирск) и сотрудники ОИЯИ (г. Дубна). В настоящее время в Институте катализа работает пилотная установка производительностью 600 л/год, отлажен выпуск аэрогельных панелей и блоков размером 120×120×30 и 50×50×30 мм соответственно.

Аэрогельные панели, разработанные и полученные в СО РАН (Новосибирск), используются, к слову сказать, в ЦЕРН'е (Женева, Швейцария) в Большом Андронном Коллайдере (БАК'е). Созданная в ОИЯИ (г. Дубна) аппаратура и разработанные технологии позволяют изготавливать аэрогельные блоки с коэффициентом преломления в интервале 1,06...1,02 и размером от 60×60×30 до 160×160×30 мм [2].

Небольшое отступление в контексте «гельной» темы. В сентябре 2010 г. представители пожарного департамента Нью-Йорка (FDNY) провели на ВВЦ в Москве на выставке «Пожарная безопасность XXI»

презентацию нового, содержащего элементы «know how», геля «FireIce», защищающего человека и конструкции от воздействия мощных тепловых потоков (рисунки 3 и 4). Можно полагать, что после соответствующих исследований гель типа «FireIce» найдет применение как теплозащитное покрытие на отдельных агрегатах и двигателях авиационной и ракетно-космической техники, стендах для их испытания, других областях техники и секторах экономики.

Как уже сказано ранее, новые и важные результаты в познании Космоса при использовании в научных приборах пленки PVDF и аэрогеля были получены американскими исследователями по завершении полета АМС «Stardust» к комете Вильда-2 [3]. Данная экспедиция стартовала в феврале 1999 г., а завершилась в январе 2006 г., доставив в капсуле с помощью парашюта на Землю уникальную совокупность уловленных в аэрогель частиц внеземного происхождения. На борту АМС «Stardust» был смонтирован небольшой комплект



Рисунок 3. Сотрудник FDNY воздействует факелом ($T_{\text{ф}} \approx 2000 \text{ K}$) паяльной лампы на руку, смоченную гелем «Firelce»



Рисунок 4. Проход посетителей выставки через палатку, боковые стенки которой защищены от пламени гелем «Firelce»

научной аппаратуры, как то: коллектор пыли, анализатор пыли, монитор потока пыли, навигационная камера для научных съемок, радиосистема для доплеровских измерений.

На рисунке 5 показан план полета АМС «Stardust» к комете Вильда-2, а на рисунке 6 - образец одной из частиц внеземного происхождения, доставленных АМС «Stardust» на Землю.

Для сравнения с частицей внеземного происхождения на рисунке 7 представлены фотографии частиц, отобранных одним из авторов настоящей работы из камеры модельного РДТТ, в котором металлизированный твердотопливный заряд горел при температуре $T_0 \approx 3700 \text{ K}$ и $P_0 \approx 5,5 \text{ МПа}$.

Схема установки с модельным РДТТ представлена в [4]. Фотографии частиц на рисунке 7 получены с помощью электронного сканирующего микроскопа типа JSM-35 фирмы JEOL.

Большое внешнее сходство частиц, отобранных из камеры РДТТ, с частицей внеземного происхождения

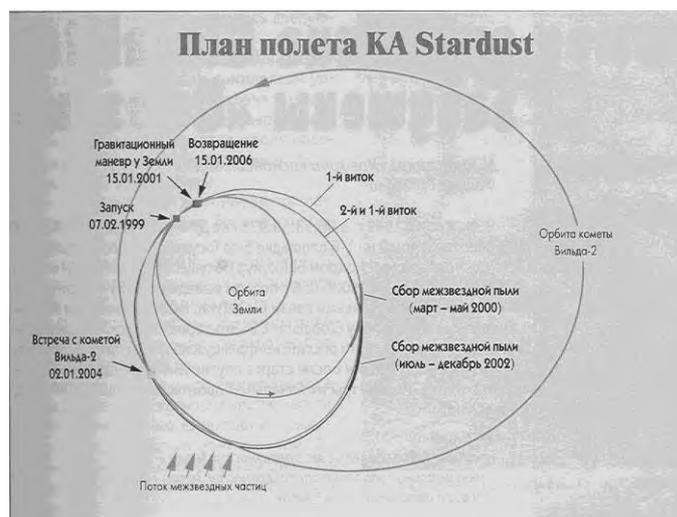


Рисунок 5. План полета АМС « Stardust» к комете Вильда – 2

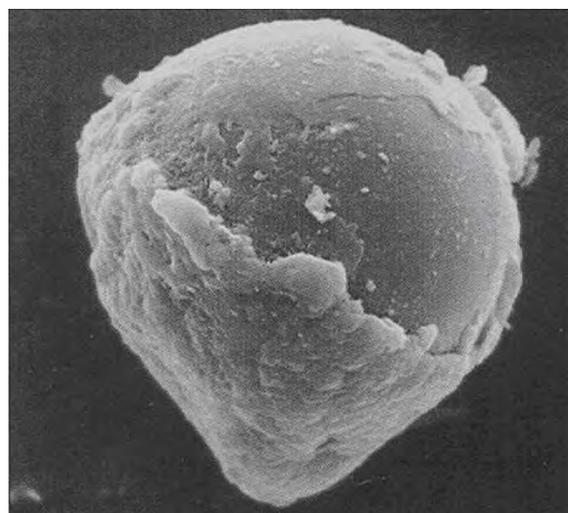
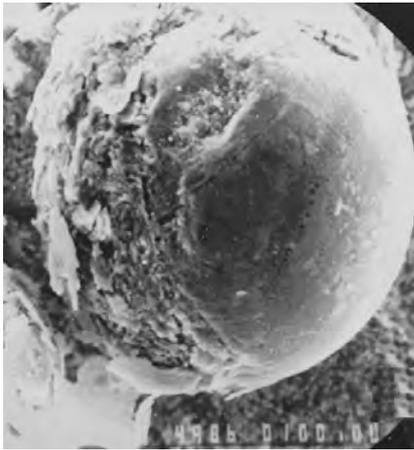


Рисунок 6. Общий вид частицы внеземного происхождения, пойманной без разрушения аэрогельной ловушкой АМС «Stardust» в Космосе и возвращенной на Землю

позволяет авторам высказать предположение о подобии некоторых эффектов, закономерностей и этапов процессов, протекающих в камере твердотопливного двигателя и в глубинах Космоса. Интересно проверить это предположение и провести в камере ракетного двигателя имитационное моделирование некоторых процессов (каких – надо думать), происходящих в глубинах Космоса.

2 Пьезоактивная пленка PVDF

Интересные и значимые результаты были получены при исследовании кометы Галлея в международном проекте «Вега» (1984 - 1986гг.) с помощью космических аппаратов (КА) «Вега-1» и «Вега-2» [5]. На каждом из этих КА наряду с другими приборами



а



б

а – одиночная частица; б – совокупность частиц.

Рисунок 7. Частицы, образовавшиеся при горении металлизированного ТРТ в камере РДТТ. Размеры частиц 150...200 мкм

был установлен прибор «Дусма» (рисунок 8), в котором в качестве чувствительного элемента была использована пьезоактивная пленка PVDF [6]. Каждый прибор «Дусма» включал в себя два блока («Дусма-Д» - детектор частиц, «Дусма-Э» - блок электроники) и позволял регистрировать число частиц и их распределение по массам в диапазоне $\Delta m_s = (1,5 \times 10^{-13} \dots 9 \times 10^{-11})$ г.

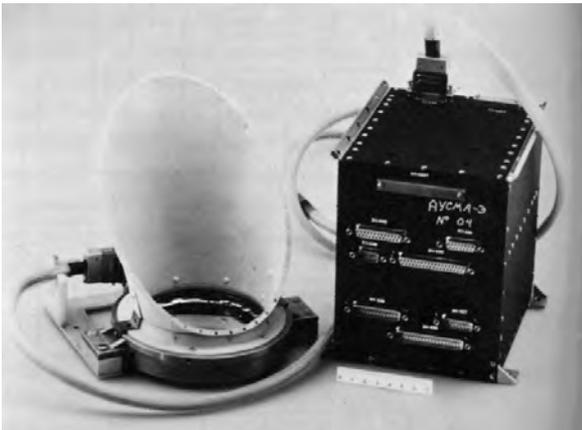


Рисунок 8. Общий вид прибора «Дусма», использованного на космических аппаратах в международном проекте «Вега»

Следует сказать, что пленка PVDF является характерным представителем ориентированных поляризованных пьезополимеров, обладающих сильным пьезоэлектрическим эффектом.

В экспериментах с помощью приборов «Дусма» были зарегистрированы пылевые частицы с массой $\Delta m_s = (1,5 \times 10^{-13} \dots 9 \times 10^{-10})$ г, причем максимальное число пылевых частиц с массой $\Delta m_s > 1,5 \times 10^{-13}$ г на площади $F = 75 \text{ см}^2$ достигало величины $N = 500 \text{ с}^{-1}$. Эти данные совпали с результатами, полученными с помощью счетчиков СП-1 и СП-2, каждый из которых также был установлен на соответствующем КА «Вега-1» и «Вега-2».

Экспериментально измеренный суммарный массовый расход пыли, покидавшей ядро кометы Галлея во время пролета КА «Вега-1» и «Вега-2», оказался равным $G_s \approx 10$ т/с или $G_s \approx 10^6$ т/сутки, причем над активными областями ядра кометы массовая концентрация пыли была более высокой. Более того, были выявлены эффекты влияния светового давления на движение частиц различных размеров и масс. Неожиданным оказалось распределение частиц по размерам: аномально большим оказалось число малых частиц с размером $d_s \approx 0,01$ мкм.

В таблицах 3, 4 представлены основные свойства и технические характеристики для пленки PVDF.

Таблица 3 - Основные свойства пленки PVDF

Устойчива к влаге (влагопоглощение менее 0,02 %) и загрязнениям
Устойчива к ультрафиолетовому (УФ) и ядерному излучениям, многим химическим реактивам, окислителям
Эластична. Возможность придания пленке как плоской формы, так и форм тел вращения (круговой и эллиптический цилиндр, полусфера и т.д), хорошо облегают поверхности сложной формы, не ложатся
Возможен адгезивный монтаж обычными клеями
Чувствительна к температуре (пирозэффект)
Устойчива к ионизирующей радиации
Для защиты пленки PVDF от ВЧ электромагнитных помех и от радиочастотных шумов можно использовать методы экранирования
Сохраняет структуру при высоких температурах
Долговечна

Данные, приведенные в таблицах 1-4 со временем могут уточняться.

С использованием представленных выше экспериментально проверенных в космических экспедициях «Вега» и «Stardust» данных по аэрогелю и пьезоактивной пленке PVDF в настоящей работе предложена базовая конструкция датчика-регистратора воздействия метеороидно-техногенных тел на КА, выполненная с применением этих материалов.

Таблица 4 - Технические характеристики пленки PVDF

Техническая характеристика	Численное значение
Плотность, ρ , г/см ³	1,78
Интервал рабочих температур, Т, °С	-40...+150
Температура плавления, Т _{пл} , °С	175
Коэффициент термического расширения пленки, $10^{-5} \cdot \text{K}^{-1}$	12,5...14
Удельное объемное электрическое сопротивление, ом·см	5×10^{14}
Относительное удлинение, %	200
Электрическая прочность пленки	до 75 В/мкм
Адгезионная прочность шва, кгс/см ²	15
Твердость по Шору (шкала D)	77...80
Частотный диапазон	0...2 ГГц
Точка Кюри	~ 110°С (383 К)
Диэлектрическая проницаемость	10...12

3 PVDF-аэрогелевый датчик-регистратор воздействия метеороидно-техногенных тел на космический аппарат

Рассмотрим компоновочную конструкцию PVDF-аэрогелевого датчика-регистратора воздействия метеороидно-техногенных тел на космический аппарат, чувствительными элементами которого являются аэрогель и пленка PVDF. Как известно, метеороидные частицы и техногенный мусор, воздействующие на космический аппарат, представляют серьезную угрозу как для самого аппарата, так и для его систем; в то же время достоверной информации по этим частицам и мусору у разработчиков КА и научных работников постоянно не хватает.

С помощью представленной конструкции датчика-регистратора экспериментально (в Космосе) и экспериментально-расчетным методом (на Земле), используя полученные на стендах тарировочные зависимости, можно определять и/или оценивать следующие параметры метеороидных частиц, техногенных тел и космической пыли:

1. Счетное число частиц, тел и пыли, столкнувшихся с плоской поверхностью датчика, с привязкой этих столкновений к бортовому времени с временными метками, например, $1 \text{ мкс} = 10^{-6} \text{ с}$ и параметрам орбиты космического аппарата.

2. Плотность потока частиц, тел и пыли на плоскую поверхность датчика в единицу времени.

3. Количество движения (импульс) $P_S = m_S \times w_S$ частицы, тела, пылинки. Регистрируется и определяется дважды в моменты прохождения частицы сквозь первую и вторую (со стороны подлета) тонкие эластичные поляризо-

ванные обкладки – пленки PVDF, при этом генерируются электрические импульсы, фиксируемые блоком электроники. Принцип действия этого измерения основан на прямом пьезоэффекте.

4. Среднюю скорость $(w_S)_{\text{cp}} \sim (w_{S1} + w_{S2})/2$ частицы, тела, пылинки. Определяется времяпролетным способом. Данный способ был использован американцами в 2000 г. на военном спутнике «Argos» в детекторе космических частиц «Spadus».

5. Массу одиночной частицы (оценка). Определяется по формуле $m_S = (m_S \times w_S) / (w_S)_{\text{cp}}$.

6. Объем одиночной частицы (оценка). Определяется по формуле $W_S = m_S / \rho_S$, где $\rho_S = 2,2; 3,5; 4,3$ и $7,6 \text{ г/см}^3$ – плотности рыхло-каменных, каменных, железокристаллических или железных метеороидов соответственно.

7. Коэффициент лобового сопротивления частицы C_x .

Для метеороидной экспериментальной баллистики (этап конечного проникновения в преграду) C_x частицы, тела или пылинки при прохождении через пленки PVDF и аэрогелевую прокладку калиброванной толщины и постоянной плотности можно оценить по формуле

$$C_x = 4m_S \times (w_{S1} - w_{S2}) / (\rho_{AG} \times S_S \times (w_{S1} + w_{S2}) \times L),$$

где $\rho_{AG} = 1,3 \text{ кг/м}^3$ – плотность аэрогелевой прокладки;

S_S – площадь мишени частицы, выбирается из определенного объема частицы W_S и исходя из инженерных соображений;

L – ширина мерной базы датчика модуля, известная конструктивная величина.

На рисунке 9 представлена компоновочная схема PVDF-аэрогелевого датчика-регистратора воздействия метеороидно-техногенных тел на космический аппарат.

Данный датчик-регистратор является развитием технических решений, заложенных в [7], и может быть базовой основой для стендовых экспериментальных исследований как этой схемы, так и для разработки датчиков новых конструкций.

Следует отметить, что конструкция данного датчика, в отличие от известного датчика конденсаторного типа, принципиально не нуждается в источнике питания.

Основой данного датчика-регистратора (рисунок 9) являются поливинилиденфторидные пленки PVDF – обкладки 1, 2 и расположенная между ними калиброванная прокладка-диэлектрик 3, изготовленная из аэрогеля. В предлагаемом датчике используется отечественный аэрогель, изготовленный из SiO_2 . Поливинилиденфторидные обкладки 1 и 2 являются соответственно фронтальной и кормовой обкладками датчика-регистратора. Обкладку 2 возможно разместить как на тонкостенной аэрогелевой прокладке-уловителе 4, так и на аэрогелевой прокладке-диэлектрике 3. Фронтальная обкладка 1 датчика-

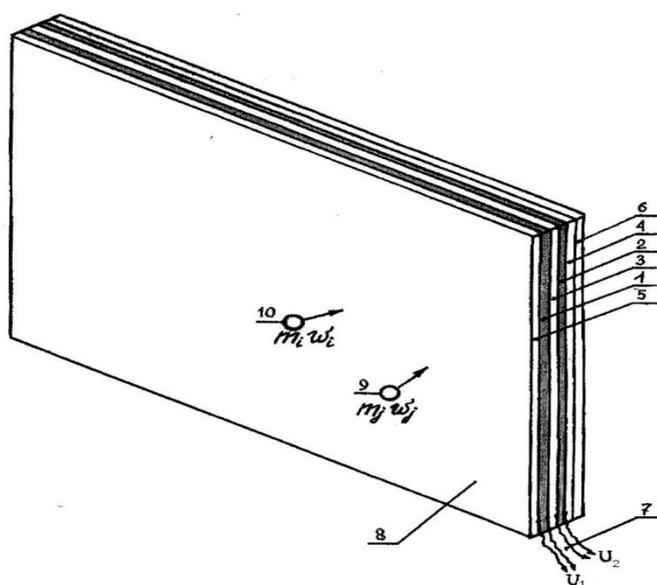


Рисунок 9. Схема PVDF-аэрогелевого датчика

регистратора крепится методом адгезии на прокладке-диэлектрике 3, после чего на эту же обкладку 1 накладывается теплозащитный аэрогелевый экран-демпфер 5. Совокупность элементов 1–5 закрепляется на силовой электроизоляционной панели 6, изготовленной, например, из листового нанокompозиционного материала или стеклопластика панели толщиной $\delta=0,5\text{--}3$ мм. Аналогичные панели в течение длительного времени используются в электронике при изготовлении печатных плат.

К обкладкам 1 и 2 от блока электроники подведены токопроводящие электроды 7. Соединение этих электродов 7 с обкладками 1, 2 можно выполнить, например, с помощью токопроводящего клея.

Совокупность обкладок - пленок PVDF 1, 2, калиброванной прокладки-диэлектрика 3, прокладки-уловителя 4, теплозащитного аэрогелевого экрана-демпфера 5, силовой электроизоляционной панели 6, неразрывно скрепленных друг с другом и представляющих собой единое целое, образуют в датчике многослойный блок регистрации соударений с метеороидами 8. Микрометеороиды и их векторы скорости обозначены цифрами 9, 10.

На космическом аппарате датчики-регистраторы могут крепиться на специальных ложементх, с зазором или без зазора по отношению к внешней поверхности космического корабля или какого-либо его агрегата.

Обязательным устройством, принимающим и сохраняющим информацию с этого датчика, является электронный блок системы регистрации, связанный с бортовым комплексом космического аппарата.

Возможности данного датчика-регистратора и электронного блока по объему информации, который возможно получить с их помощью, перечислены выше.

Закончить данную статью авторы хотели бы следующими словами.

В настоящее время не составляет большого труда купить тот или иной прибор «на стороне», в каком-либо ОАО или ЗАО, однако стратегически важнее спроектировать, запатентовать, изготовить и отладить оригинальный прибор или устройство на своем НПО, провести с их помощью уникальные эксперименты в Космосе и пополнить результатами этих экспериментов список значимых научных достижений родного предприятия. При этом надо стремиться, чтобы прибор был простым и надежным, как «пуля в канале ствола».

И вот еще что. Изготовление PVDF-аэрогелевых датчиков и ловушек для частиц внеземного происхождения, регистрация и поимка этих частиц ловушками на космическом аппарате конструкции ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», возвращение модуля с ловушками и «уловом» на Землю, исследование этих частиц - все это было бы добротным и весомым вкладом в национальную программу космических исследований России.

В заключение авторы выражают благодарность за внимание и полезное обсуждение результатов работы: Б.Е. Мошкину (ИКИ РАН), Б.И. Бахтину (Исследовательский Центр им. М.В. Келдыша), А.Ф. Денисюк (Институт катализа СО РАН), С.Т. Суржикову (ИПМ РАН); А.Д. Пономаренко (ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина») - за предоставление ценной информации.

Список литературы

- 1 Interplanetary Dust. Springer / E. Grun [et al.] // Astronomy and Astrophysics Library. 2001. P. 804.
- 2 Акимов Ю. Аэрогель – материал удивительный // Ежедневник ОИЯИ «Дубна». 2003. № 42. С. 8-9.
- 3 Карпенко С. «Stardust» отправился за космической пылью // Новости космонавтики. 16 января–12 февраля 1999. Т. 9, № 3 (194). С. 26-31.
- 4 Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Диагностика продуктов сгорания ракетных двигателей, их агрегатов и систем контактным методом // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 2. С. 24-29.
- 5 Описание и научные задачи международного проекта Венера–Галлей (1984–1986) / Отв. за подг. изд-я В.М. Балебанов, Г.А. Скуридин, Э.В. Воронцова // Международный научно-технический комитет по проекту Венера–Галлей. 1984. С. 260.
- 6 <http://www.halopolymer.ru/service/ftorprod/194.html>
- 7 Тулин Д.В., Клишин А.Ф., Иванов Н.Н., Ященко Б.Ю. Датчик для регистрации метеороидных и техногенных частиц, воздействующих на космический аппарат // Патент на полезную модель № 95314. 2010. Бюлл. № 18.

УДК 629.78.036.5.063.6

МЕТОДИКА БЕСКОНТАКТНОГО ИЗМЕРЕНИЯ ГАБАРИТНЫХ РАЗМЕРОВ ЭЛАСТИЧНЫХ И ТВЁРДОТЕЛЬНЫХ ТЕЛ ВРАЩЕНИЯ

ПОДОБЕДОВ Ярослав Георгиевич

заместитель главного конструктора*

E-mail: ypodob@berc.rssi.ru

МАРКАЧЁВ Николай Александрович

начальник комплекса*, кандидат технических наук

E-mail: tsvelev@laspace.ru

АЛЕКСЕЕВ Сергей Владимирович

заместитель начальника отдела*, кандидат технических наук

E-mail: tsvelev@laspace.ru

БЕЛОКРЫЛОВА Вера Валентиновна

начальник сектора*

E-mail: bvv@laspace.ru

МАРАКАСОВА Светлана Викторовна

ведущий инженер*

E-mail: bvv@laspace.ru

В статье представлена предложенная методика бесконтактного измерения габаритных размеров эластичных и твердотельных тел вращения.

Ключевые слова: габаритные размеры; тело вращения; эластичные вытеснители.

METHODIC OF CONTACT-LESS MEASUREMENT OF DIMENSIONS OF ELASTIC AND SOLID BODIES OF REVOLUTION. Y.G. Podobedov, N.A. Markachev, S.V. Alexeev, V.V. Belokrylova, S.V. Marakasova

The article presents methodic of contact less measurement of dimensions of elastic and solid bodies of revolution.

Key words: dimensions; body of revolution; elastic bladders.

При изготовлении эластичных вытеснительных пакетов (вытеснителей), применяющихся в топливных баках жидкостных ракетных двигательных установок в качестве средств подачи (вытеснения) компонентов топлива из баков в топливные магистрали, большое значение имеет сохранение размерной стабильности вытеснителей на всём цикле испытаний и эксплуатации. Очевидным является то, что, если эластичные вытеснительные пакеты не будут обладать свойством сохранения своих размеров в достаточной степени, то это отразится в первую очередь на разновыработке компонентов из баков ЖРДУ, а в худшем случае и в невозможности их калибровки под заданные габариты внутренней полости бака. Как правило, все вытес-

нительные пакеты проходят индивидуальный селективный отбор (калибровку) под конкретный бак. В ходе этого процесса производятся многократные замеры габаритов и контроль геометрической формы вытеснителей.

В соответствии с ГОСТ 23479-79 существуют различные методы оптического вида контроля и области их применения. Из всего набора существующих методов для рассматриваемой задачи измерения и оценки размеров эластичных вытеснителей могут быть применены визуальный, визуально-оптический, интерферометрический, поляризационный, рефлексометрический, голографический и телевизионный способы. Сравнительный анализ и чувствительность вышеперечисленных методов приведены в таблице 1.

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

Таблица 1 - Методы оптического вида контроля и области их применения

Название метода	Область применения	Факторы, ограничивающие область применения	Контролируемые параметры	Чувствительность	Погрешность, %
Визуальный	Дефектоскопия, контроль формы	Диапазон длин волн должен быть 0,38 – 0,76 мкм	Дефектность, отклонение от заданной формы	0,1 мм	---
Визуально-оптический	Дефектоскопия с помощью микроскопов, стереоскопия, размерный контроль с помощью проекционных устройств, эндоскопия внутренних поверхностей, интроскопия	Минимальная яркость изображения объекта контроля не менее 1 кд/м ²	Размеры изделий, дефектов, отклонения от заданной формы	0,6λ/A	0,1 – 1,0
Интерферометрический	Оптическая толщинометрия, контроль формы полированных изделий, анализ шероховатости	Применим только для полированных поверхностей	Сферичность, плоскостность, толщина	0,1λ	0,1
Поляризационный	Контроль напряжений в прозрачных средах методом фотоупругости, анализ степени поляризации источников света, эллипсометрическая толщинометрия	Применим только для оптически прозрачных сред	Вращение плоскости поляризации, двулучепреломление, толщина	0,6λ/A	1,0
Рефлексометрический	Контроль шероховатости поверхности изделий, измерение блеска и глянца	Коэффициент отражения должен быть не менее 1%	Коэффициент отражения, индикатриса отражения	0,6λ/A	1,0
Голографический	Контроль геометрии объектов сложной формы, однородности оптических сред	Малая когерентность лазера, вибрации	Деформации, перемещения, отклонения от заданной формы, градиенты показателя преломления	0,1λ	1,0
Телевизионный	Электронно-оптический анализ структуры веществ, измерение линейных размеров	—	Гранулометрические характеристики, размеры дефектов	λ/A	1,0

Примечание - λ – длина волны света; A = n sin α – апертура оптической системы, где n – показатель преломления, α – апертурный угол.

Для измерения габаритов эластичных вытеснительных пакетов и топливных баков авторами была предложена и разработана методика бесконтактного измерения габаритных размеров эластичных и твердых тел вращения.

Метод замера основан на измерении габаритов сфотографированного объекта в картинной плоскости бесконтактным способом в программе Autocad-2004 - 2008. При этом методе замера осевая линия тела вращения принадлежит картинной плоскости фотографируемого объекта.

Методика проведения измерения

1. Подготовка объекта замера к измерению.

Перед измерением проводится очистка и осушка объекта замера (при необходимости).

Объект замера устанавливается «в центрах» либо в универсальном станочном приспособлении (УСП) для вытеснительных пакетов (ВП), либо на станке (для баков). Для баков возможна также установка в УСП.

Устанавливается белый экран для создания светлого фона позади фотографируемого объекта.

Производится установка размерного эталона.

Размерным эталоном для замеров ВП служит расстояние между стойками УСП, измеренное непосредственно перед фотографированием. Измеренное значение необходимо записать. Размерным эталоном может служить техническая линейка, помещённая как можно ближе к картинной плоскости над или под фотографируемым объектом.

2. Фотографирование объекта замера цифровой камерой необходимо осуществлять с расстояния 3-6 м – в зависимости от габаритов объекта, желательно с использованием штатива. Для уменьшения искажений фотографирование следует производить длиннофокусным телеобъективом или среднефокусным (класса портретник) [1;2], желательно при достаточной освещённости, в режиме без вспышки – для чёткой проработки внешнего контура объекта. Фотографирование ВП производится в наддутом состоянии (0,2 атм избыточные) в трёх положениях (поворот объекта в центрах вокруг оси вращения).

3. После фотографирования для определения габаритов сфотографированного объекта замера используется программа Autocad версий 2004 – 2010. Для этого необходимо открыть новый чертёж, вставить фотографию объекта и измерить полученный размер размерного эталона. Зная его действительное измеренное значение, высчитывают необходимый масштабный коэффициент, по которому командой масштабирования фотоизображение увеличивается (уменьшается) до масштаба 1:1. После этого обычными командами программы Autocad версий 2004 – 2010 на изображении вычерчиваются осевая(ые) и вспомогательные линии при необходимости, а командами проставления размеров по фотоизображению измеряются и проставляются требуемые габаритные размеры объекта замера. При этой методике замера плоскость чертежа (фотографии) и является картинной плоскостью.

4. Проведённые измерения сохраняются в отдельном файле и выводятся на печать обычным порядком.

5. Точность измерений по предлагаемой методике составляет 0,1 мм, что хорошо коррелирует с точностью измерений с помощью линейки и рулетки.

Примеры замеров размеров вытеснительных пакетов по изложенной методике приведены на рисунках 1 и 2.

Выводы

1. Разработанный метод замера был опробован при проведении работ по темам ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина» и показал хорошую корреляцию с традиционным контактным способом замера габаритов ВП с помощью рулетки и мерной линейки.

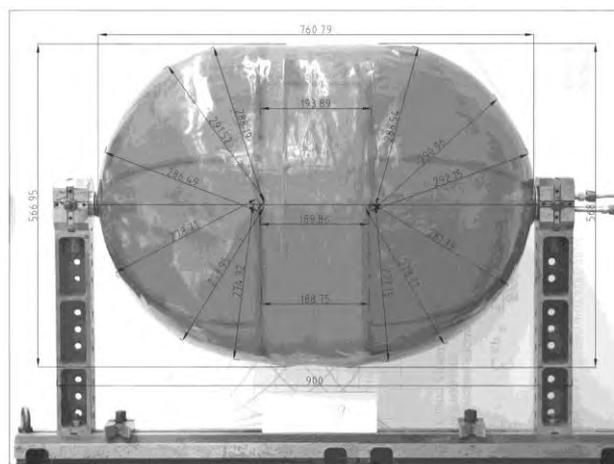


Рисунок 1. Замер вытеснительного пакета с цилиндрической вставкой

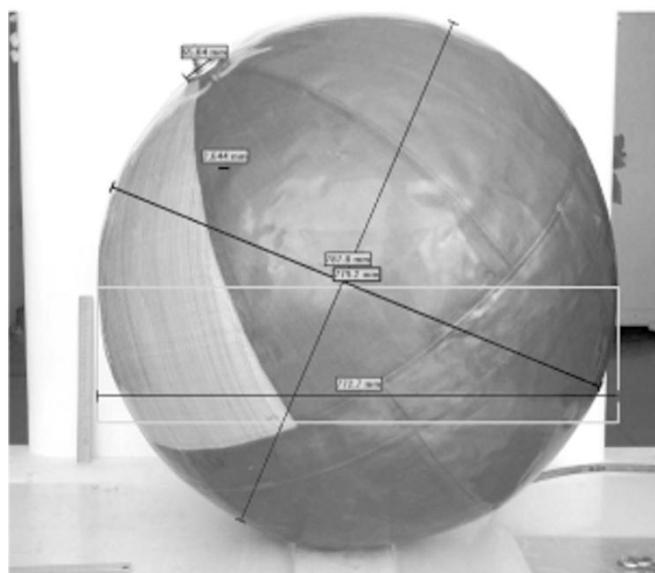


Рисунок 2. Замер сферического вытеснительного пакета

2. Метод отличается простотой и позволяет измерять радиусы полусфер ВП практически в любой точке поверхности, что не может быть обеспечено традиционным методом замера.

3. При измерениях данным способом отсутствует физический контакт с измеряемым объектом, что позволяет избежать деформаций геометрической формы, а следовательно, и габаритов измеряемого объекта.

Список литературы

1 Яворский Б.М., Детлаф А.А., Лебедев А.К. Справочник по физике для инженеров и студентов вузов. 8-е изд., перераб. и испр. М.: ООО Изд-во Оникс, 2008.

2 Пренгель Л. Практика цветной фотографии : Пер.с нем. М.: Мир, 1992.

Издатель

Ордена Ленина, дважды орденов Трудового Красного Знамени
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Редактор *Ефанов В.В.*

Технический редактор *Шевалев И.Л.*

Корректор *Винниченко М.С.*

Дизайн обложки журнала:

разработка шаблона *Бедердинов Р.Ю., Илингин В.М., Меркулов И.Б.*
художественная композиция *Шевалев И.Л., Ерошкин В.Н.*

Подписано в печать 15.04.2011. Формат 60x84 /8.

Бумага офсетная. Печать офсетная. Объем 7.0 печ. л.

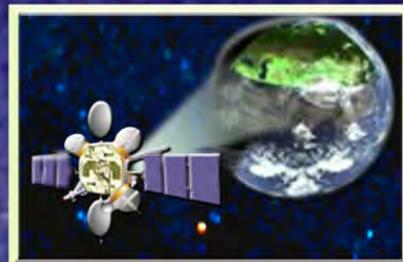
Тираж 500 экз. Зак.

Отпечатано с готового оригинал-макета
в типографии ООО «Полстар» (МАИ),

Волоколамское ш., д.4, Москва А-80, ГСП-3 125993

Геостационарный Оперативный Метеорологический Спутник (международное наименование GOMS №2)

«ЭЛЕКТРО-Л»: первый этап летно-конструкторских испытаний



Метеоспутник «Электро-Л» занял на геостационарной орбите точку стояния 76 градусов восточной долготы.



Космодром Байконур. 20 января 2011 г. 15:29 мск
Запуск метеоспутника «Электро-Л»

Находясь на меридиане Западной Сибири, спутник будет держать в поле зрения всю территорию России.

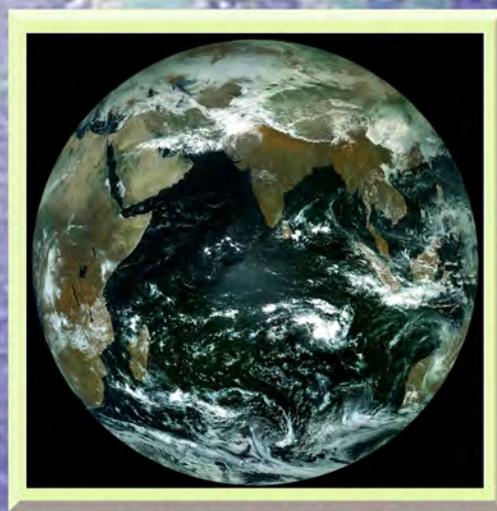


Первое изображение земного диска по данным КА «Электро-Л» 26 февраля 2011 г. 14:30 мск

21 января 00:28 мск спутник выведен на целевую орбиту

Проверено состояние его систем, и специалисты подтвердили штатную работу спутника.

В феврале - апреле проводились тестовые испытания служебной и целевой аппаратуры.



Изображение земного диска по данным КА «Электро-Л» 28 февраля 2011 г. 10:30 мск



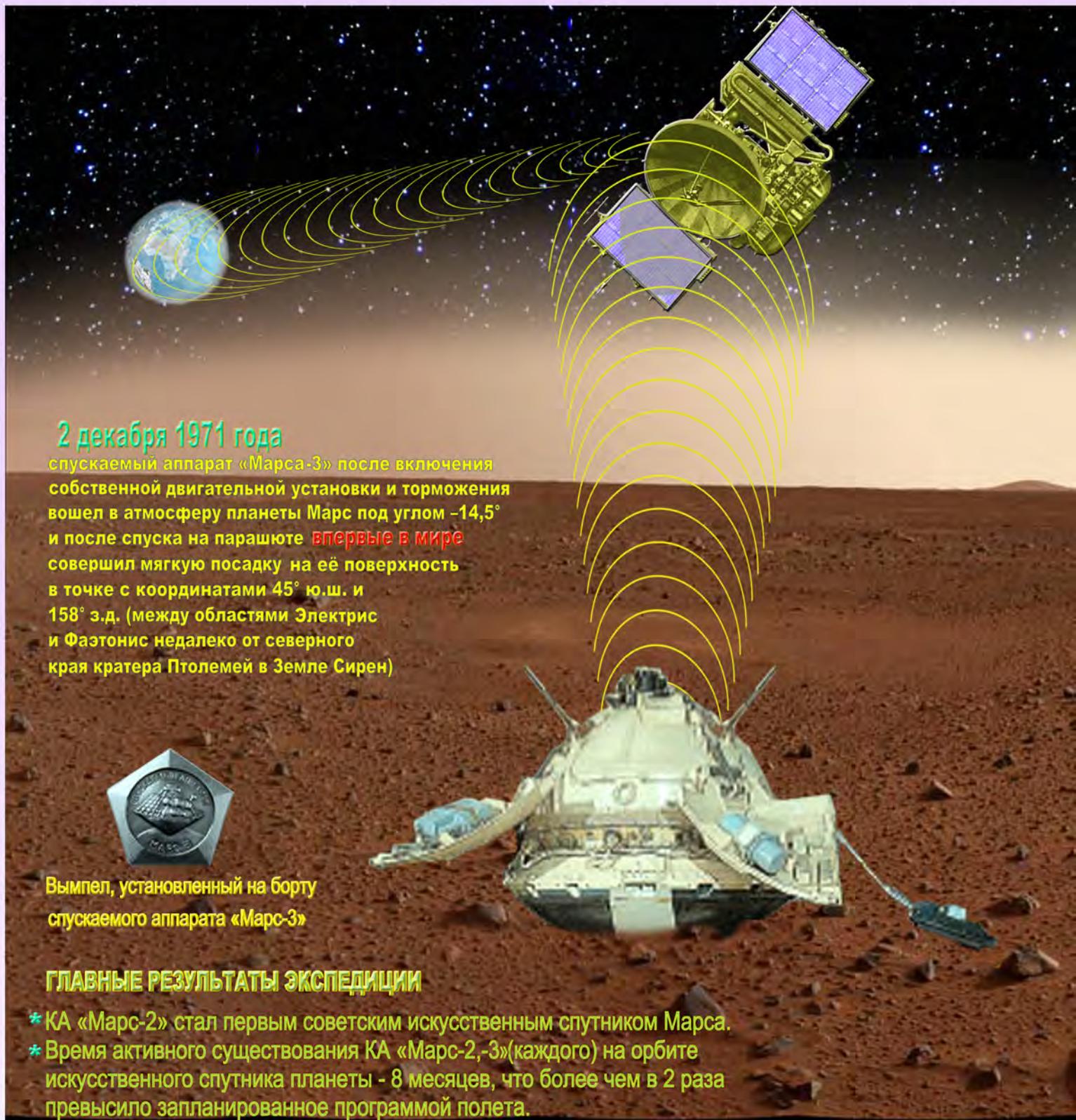
МЕЖДУНАРОДНАЯ ГРУППИРОВКА МЕТЕОСПУТНИКОВ



Изображения Земли и Луны, полученные с КА «Электро-Л» 18.03.2011 г. в 7:57 мск

40

лет назад, 19 и 28 мая 1971 года, с космодрома Байконур в составе исследовательской экспедиции к Марсу были запущены советские КА «Марс-2» и «Марс-3» – первые, разработанные и созданные коллективом НПО им.С.А.Лавочкина (Главный конструктор Г.Н.Бабакин), автоматические межпланетные станции для проведения комплексных исследований планет.



2 декабря 1971 года

спускаемый аппарат «Марса-3» после включения собственной двигательной установки и торможения вошел в атмосферу планеты Марс под углом $-14,5^\circ$ и после спуска на парашюте **впервые в мире** совершил мягкую посадку на её поверхность в точке с координатами 45° ю.ш. и 158° з.д. (между областями Электрис и Фаэтонис недалеко от северного края кратера Птолемей в Земле Сирен)



Вымпел, установленный на борту спускаемого аппарата «Марс-3»

ГЛАВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕДИЦИИ

- * КА «Марс-2» стал первым советским искусственным спутником Марса.
- * Время активного существования КА «Марс-2,-3»(каждого) на орбите искусственного спутника планеты - 8 месяцев, что более чем в 2 раза превысило запланированное программой полета.
- * Исследовательский зонд КА «Марс-3» доставлен на поверхность Марса, обеспечена его мягкая посадка и получен косвенно подтверждающий это событие видеосигнал.
- * В ходе полета КА «Марс-2, -3» по трассе Земля-Марс и с орбиты искусственного спутника Марса проведен ряд научных наблюдений и измерений межпланетного и околопланетного пространства, осуществлено фотографирование и дистанционное изучение характеристик и свойств марсианской поверхности.