



ПЕРВЫЙ СТАРТ С ЭКВАТОРА

СОЮЗ-СТ
С РАЗГОННЫМ БЛОКОМ
ФРЕГАТ-МТ



ФОБОС-ГРУНТ

ТРЕХМЕРНОЕ ИЗОБРАЖЕНИЕ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
ФОБОС-ГРУНТ
ПОД ОВЕТКАТЕЛЕМ



СПЕЦИАЛИСТЫ
НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА
ВЕДУТ ОКОНЧАТЕЛЬНУЮ СБОРКУ
МЕЖПЛАНЕТНОЙ СТАНЦИИ
ФОБОС-ГРУНТ

ЦЕНТР УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТАМИ
НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА
ОБРАБАТЫВАЕТ
ПОСТУПАЮЩУЮ ИНФОРМАЦИЮ
И ОБЕСПЕЧИВАЕТ
ОПЕРАТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ
КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ



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. Моишеев
д.т.н. А.Е. Назаров
к.э.н. В.М. Романов
А.В. Савченко
С.Н. Соловьевников
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. Любомуров
академик РАН М.Я. Маров
д.т.н. Ю.А. Матвеев
д.т.н. В.Ю. Мелецко
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

Алексашкин С.Н., Мартынов М. Б., Пичхадзе К.М., Финченко В.С. Результаты экспериментальной отработки спускаемой капсулы космического аппарата «Фобос-Грунт» для доставки образцов грунта Фобоса на Землю.....	3
Романов В.М., Ковалев Е.В., Кузнецова А.Ю. Использование метода критических цепей Э. Голдратта для управления опытно-конструкторскими работами в условиях высокой неопределенности и ограниченных ресурсов.....	11
Самойлов С.Ю. Метод выбора проектных параметров космических аппаратов дистанционного зондирования Земли по заданной погрешности привязки космических снимков.....	18
Лупянк Д.С., Лакеев В.Н. Исследования по созданию разгонного блока с повышенными энергомассовыми характеристиками.....	26
Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Попов Г.А., Семенихин С.А., Тютин В.К., Хрусталёв М.М., Яковлев В.Н. Новый этап развития аблационных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ.....	30
Долгополов В.П., Пичхадзе К.М., Суханов К.Г. Проект «ВЕГА» – космическая экспедиция к Венере и комете Галлея.....	41
Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Каминский В.В. Тензометрия на основе редкоземельных полупроводников в космических аппаратах.....	51
Шиболов М.В., Ананьев А.И., Курков А.А., Бабичев О.В. Исследование влияния первоевой кристаллизации на свойства сварных швов алюминиевого сплава АМг6	56

Журнал является рецензируемым изданием

Журнал включен в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещенную 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.

Статьи 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)

© ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» © Авторы статей

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@Laspace.ru

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

ISSN 2075-6941



11005

9 772075 694002

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 ПИ № ФС77-35385 dated

February 18, 2009

Table of contents

Alexashkin S.N., Martynov M.B., Pichkhadze K.M., Finchenko V.S. Results of integrated development testing of «Phobos-Grunt» SC's descent capsule, intended for Phobos soil samples delivery to the Earth.....	3
Romanov V.M., Kovalev E.V., Kuznetsova A.Y. Application of E. Goldratt's method of critical chains for research and development activities management under high uncertainty environment and limited resources	11
Samoilov S.Y. Method of selection of design parameters of the Earth remote sensing SC according to the given error of space images binding	18
Loupia D.S., Lakeev V.N. Researches on development of the upper stage with improved energy and mass parameters.....	26
Antropov N.N., Bogatiy A.V., Dyakonov G.A., Lyubinskaya N.V., Popov G.A., Semenikhin S.A., Tyutin V.K., Khrustalev M.M., Yakovlev V.N. The new stage of ablative pulsed plasma thruster development at RIAME.....	30
Dolgopolov V.P., Pichkhadze K.M., Sukhanov K.G. «VEGA» project – the space mission towards Venus and Halley comet.....	41
Volodin N.M., Mishin Y.N., Kaminskiy V.V. SC strain gauging based on rare-earth semiconductors.....	51
Shibalov M.V., Ananyev A.I., Kurkov A.A., Babichev O.V. Study of pen crystallization impact on properties of AMg6 aluminum alloy welds	56

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.
Magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspace.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@laspace.ru

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



АЛЕКСАШКИН
Сергей Николаевич
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
E-mail: alexashkin@laspace.ru



МАРТЫНОВ
Максим Борисович
кандидат технических наук
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
E-mail:
maxim.martynov@laspace.ru



ПИЧХАДЗЕ
Константин Михайлович
профессор, доктор
технических наук
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
E-mail: pichkhadze@laspace.ru



ФИНЧЕНКО
Валерий Семенович
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
E-mail: finval@migmail.ru

УДК 629.783 «Фобос-Грунт»

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ СПУСКАЕМОЙ КАПСУЛЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ФОБОС-ГРУНТ» ДЛЯ ДОСТАВКИ ОБРАЗЦОВ ГРУНТА ФОБОСА НА ЗЕМЛЮ

C.N. Алексашкин, M. B. Мартынов, K.M. Пичхадзе, V.S. Финченко

В статье кратко описана конструкция спускаемой капсулы для доставки образцов грунта Фобоса на Землю и результаты основных этапов ее экспериментальной отработки.

Ключевые слова: спускаемая капсула; аэродинамические характеристики; теплозащитное покрытие (ТЗП); эллипс рассеивания; полигон посадки.

RESULTS OF INTEGRATED DEVELOPMENT TESTING OF «PHOBOS-GRUNT» SC'S DESCENT CAPSULE, INTENDED FOR PHOBOS SOIL SAMPLES DELIVERY TO THE EARTH
S.N. Alexashkin, M.B. Martynov, K.M. Pichkhadze, V.S. Finchenko

The article gives a brief description of design of the descent capsule, intended for Phobos soil samples return and main results of capsule's integrated development tests.

Key words: descent capsule; aerodynamic characteristics; thermal protection system; ellipse of distribution; capsule's descent region.

Введение

Космический аппарат (КА) «Фобос-Грунт» предназначен для продолжения исследований Марса. В состав КА входит спускаемая капсула для размещения в ней контейнера с образцами грунта, загружаемого при нахождении посадочной станции КА на поверхности Фобоса – естественного спутника Марса.

После старта с поверхности Фобоса капсула с помощью возвращаемого аппарата доставляется к околоземному пространству, отделяется и обеспечивает доставку контейнера с образцами грунта на земную поверхность.

С целью минимизации массы капсулы она не содержит устройств, оповещающих о её местонахождении при спуске и после посадки. Поэтому для обеспечения высокой надежности выполнения конечной цели миссии – доставки образцов грунта в исследовательские лаборатории на Земле – проектирование КА «Фобос-Грунт» сопровождалось тщательной экспериментальной отработкой всех систем спускаемой капсулы – аэродинамики выбранной формы, системы тепловой защиты, динамики посадки, системы амортизации и др.

Особое внимание уделено выбору полигона приёма капсулы из космоса и отработке наземных систем обнаружения капсулы при подходе к земной атмосфере, сопровождения наблюдения при ее спуске в атмосфере Земли и организации поиска и эвакуации капсулы с грунтом.

1 Форма и конструкция спускаемой капсулы

Внешние обводы и размеры капсулы показаны на рисунке 1. Лобовая часть корпуса капсулы представляет собой 90-градусный конус, диаметр которого D составляет 450 мм, а вершина имеет сферическое скругление радиусом 0.25 D . Кромка основания конуса скруглена радиусом 15 мм. Конструкция капсулы представлена на рисунке 2. Капсула содержит металлический корпус, контейнер для образцов грунта, систему тепловой защиты и систему амортизации для демпфирования ударной нагрузки при посадке капсулы на земную поверхность.

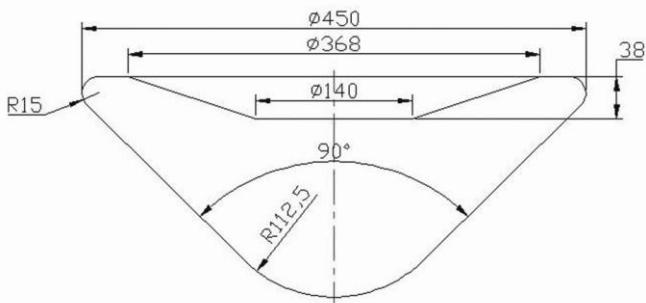
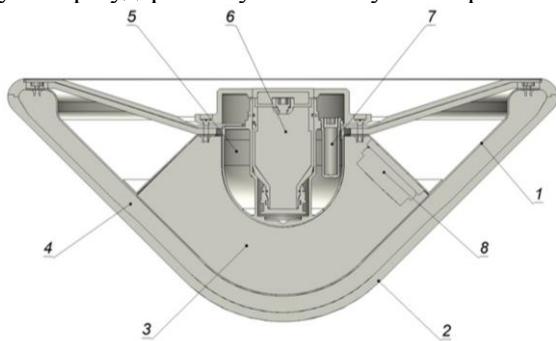


Рисунок 1. Форма спускаемой капсулы и её геометрические размеры

Задача от перегрева металлического корпуса капсулы при движении в атмосфере обеспечивается насыщением на всю внешнюю поверхность лобовой и донной частей ее корпуса двухслойного теплозащитного покрытия (ТЗП). Наружный слой ее выполнен

из сублимирующего материала, а находящийся под ним теплоизолирующий слой – из стеклосот.

Во внутреннем объёме корпуса капсулы помещён сминаемый амортизирующий материал для снижения нагрузки при ударе капсулы о земную поверхность.



1 – корпус; 2 – теплозащитное покрытие; 3 – амортизация; 4 – стеклосоты; 5 – контейнер; 6 – контейнер для грунта; 7 – капсула с биоматериалом (3 шт.);
8 – Фобос-капсула Life.

Рисунок 2. Конструкция спускаемой капсулы с грунтом

2 Аэродинамические характеристики и тепловые нагрузки при спуске капсулы в атмосфере Земли

Условия входа капсулы в атмосферу Земли:

- высота – $H=120$ км;
- скорость – $V=11.8\pm 0.3$ км/с;
- угол – $\theta_o=-40\pm 5$ град;
- масса капсулы – 7.3 ± 0.2 кг;
- скорость вращения капсулы относительно ее продольной оси составляет 30 ± 2 град/с.

Схема автономного полёта капсулы показана на рисунке 3. Перед подлётом к атмосфере капсула для обеспечения ориентированного входа приводится во вращение с помощью возвращаемого аппарата (ВА) и отделяется. Далее она совершает спуск в атмосфере по баллистической траектории.

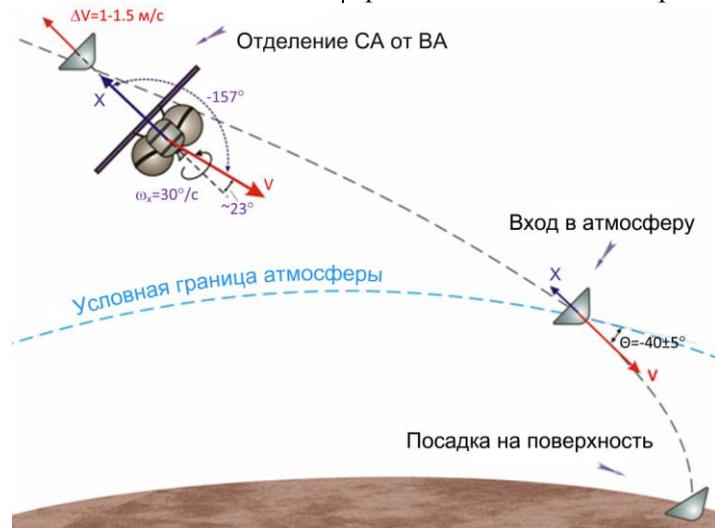


Рисунок 3. Схема автономного полёта капсулы

Таблица 1 – Аэродинамические характеристики спускаемой капсулы

<i>M</i>	<i>C_x</i>		<i>C_y</i>				– <i>m_z^{u.m.}</i>			
	$\alpha=0^\circ$	$\alpha=12^\circ$	$\alpha=0^\circ$	$\alpha=6^\circ$	$\alpha=12^\circ$	$\alpha=18^\circ$	$\alpha=0^\circ$	$\alpha=6^\circ$	$\alpha=12^\circ$	$\alpha=18^\circ$
0.33	0.69	0.70	0.0	0.041	0.081	0.132	0.0	0.028	0.057	0.105
0.59	0.76	0.76	0.0	0.045	0.099	0.136	0.0	0.027	0.061	0.096
0.90	0.99	0.96	0.0	0.047	0.107	0.168	0.0	0.035	0.068	0.119
1.15	1.30	1.30	0.0	0.049	0.098	0.146	0.0	0.030	0.056	0.101
1.51	1.32	1.29	0.0	0.050	0.102	0.160	0.0	0.029	0.057	0.095
1.77	1.32	1.27	0.0	0.053	0.109	0.177	0.0	0.029	0.060	0.103
2.48	1.30	1.19	0.0	0.075	0.150	0.217	0.0	0.038	0.081	0.137
2.96	1.25	1.12	0.0	0.091	0.173	0.239	0.0	0.052	0.095	0.154
3.97	1.15	1.08	0.0	0.122	0.202	0.265	0.0	0.068	0.113	0.176

В таблице 1 представлены итоговые зависимости аэродинамических характеристик спускаемой капсулы от числа Маха *M*, полученные по результатам продувок ее моделей в аэродинамических трубах ЦНИИМаш, ЦАГИ и НИИ механики МГУ.

Значения коэффициентов осевой *C_x*, нормальной *C_y* составляющих аэродинамической силы и поперечного момента *m_z^{u.m.}* получены делением соответствующих составляющих этой силы и поперечного момента на скоростной напор $\rho V^2/2$, где ρ и *V* – плотность и скорость газового потока соответственно. А площадь миделя капсулы, определяется по формуле $S=\pi D^2/4$, где *D* – диаметр капсулы. Коэффициент *m_z^{u.m.}* подсчитан относительно центра масс капсулы и отнесен к её высоте.

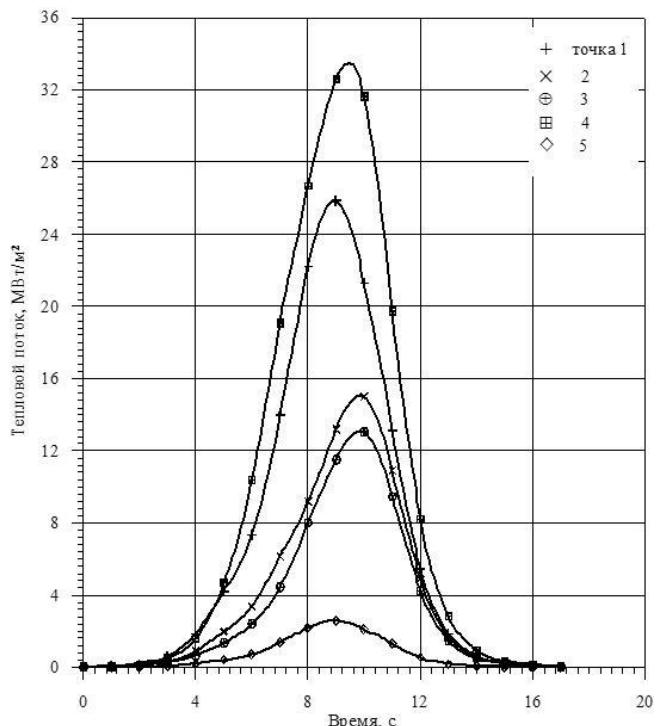
Коэффициент аэродинамического сопротивления *C_{xo}* капсулы при числе Маха *M*=10, соответствующем гиперзвуковой скорости спуска, определен путем численного моделирования на основе интегрирования осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса – уравнений Рейнольдса. На этом участке спуска *C_{xo}*= 1.02.

Коэффициент аэродинамического сопротивления *C_x*= 0.7 капсулы при числе Маха *M*=0.1, соответствующем посадочной скорости, определен экспериментально в аэродинамической трубе ЦАГИ – Т-105.

Коэффициент демпфирования капсулы *m_z^{ωz+α}*, определенный при испытаниях ее моделей, имеет в диапазоне изменения числа Маха *M*=0.32...1.76 отрицательные значения, изменяющиеся от *m_z^{ωz+α}* = - 0.172 при *M*=0.32 до *m_z^{ωz+α}* = - 0.173 при *M*=1.76, с достижением минимума, равного минус 0.258 при *M*=1.5.

На рисунке 4 приведено рассчитанное изменение суммарного (конвективного и лучистого) теплового потока в пяти точках (от передней критической 1 к точке на кромке 4 до задней критической точки 5)

поверхности капсулы, вошедшей в атмосферу Земли со скоростью *V*=12.1 км/с с углом $\theta_0 = -40^\circ$.

**Рисунок 4. Суммарный тепловой поток в точках поверхности капсулы**

Интенсивное тепловое воздействие на капсулу при спуске продолжается в течение 16 секунд.

На рисунке 5 приведено рассчитанное изменение уносимой толщины сублимирующего материала ТЗП по обводу капсулы. Наибольший унос массы происходит с поверхности кромки донного среза капсулы.

Кривые на рисунке 5 рассчитаны для двух условий входа капсулы в атмосферу Земли: верхняя (сплошная) кривая соответствует теплонапряженному спуску

— скорость входа 12.1 км/с, угол входа минус 40°, масса капсулы 7.5 кг; нижняя (пунктирная) кривая соответствует менее теплонапряжённому спуску — скорость входа 11.5 км/с, угол входа минус 35°, масса 7.1 кг.

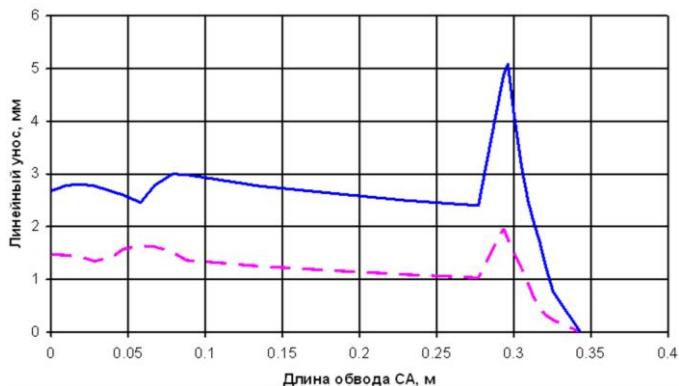


Рисунок 5. Линейный унос материала ТЗП по обводу капсулы

На рисунке 6 показана полученная в расчетах динамика движения капсулы на начальном участке траектории спуска в атмосфере. Видно, что пространственный угол атаки капсулы не превышает семи градусов при входе в атмосферу. Далее он уменьшается и после 15-й секунды полета остаётся постоянным на уровне одного градуса в продолжение всего времени спуска капсулы, длящегося около 500 секунд.

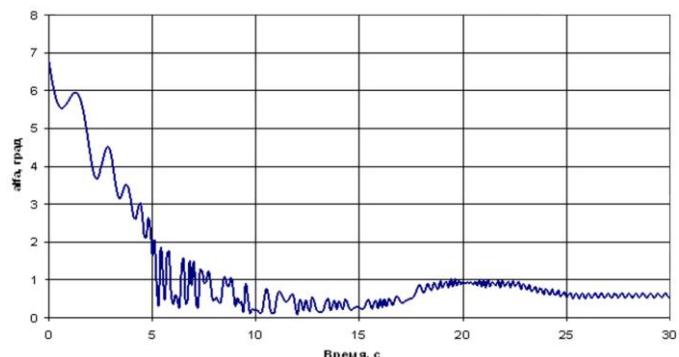


Рисунок 6. Изменение пространственного угла атаки по времени на начальном участке аэродинамического торможения капсулы

Далее с использованием метода Монте-Карло проведен расчёт траекторий спуска капсулы и методами математической статистики определены параметры эллипса рассеивания капсулы. Результаты расчёта в координатной сетке приведены на рисунке 7.

Размеры осей эллипса рассеивания для трубы траекторий входа в атмосферу Земли на ее условной границе $H=120$ км радиусом 3 км составляют: 16.46 км (3σ) вдоль и 8.46 км (3σ) — поперек трассы спуска. Вероятность попадания в данный эллипс рассеивания составляет 0.99.

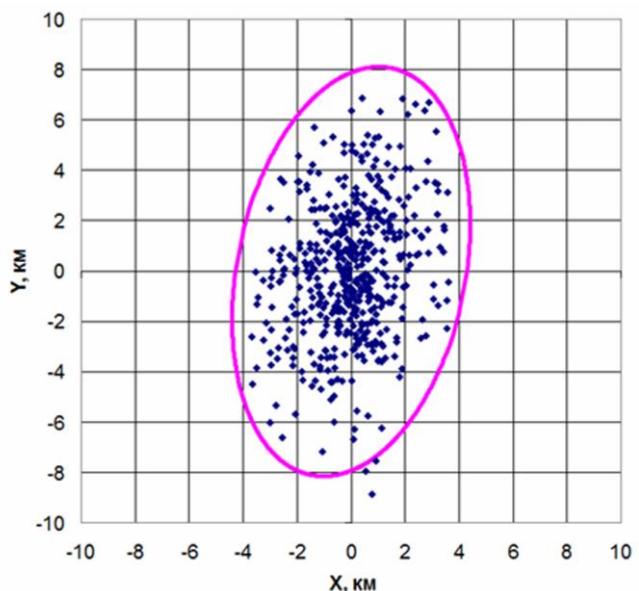


Рисунок 7. Эллипс рассеивания капсулы при радиусе трубы траекторий 3 км

3 Система тепловой защиты спускаемой капсулы

Эффективность системы тепловой защиты капсулы проверена при испытаниях на установках, генерирующих потоки высокотемпературной плазмы. Конструкция испытуемых образцов выбиралась в соответствии со схемой теплозащитного покрытия поверхности спускаемой капсулы. Теплозащитное покрытие поверхности капсулы имеет двухслойную структуру, различающуюся на характерных участках поверхности капсулы.

На лобовой поверхности капсулы ТЗП содержит:

- приклейенный к корпусу из алюминиевого сплава толщиной 1.2 мм слой стеклосот перменной толщины от 13 мм на сферической части капсулы до 15 мм — на конической, с образованием переходного участка переменной толщины;

- приклейенный к стеклосотам слой сублимирующего материала толщиной 10 мм на сферической части капсулы до 7.5 мм — на конической, с образованием переходного участка переменной толщины.

На участке скругления донной кромки капсулы:

- приклейенный к корпусу из алюминиевого сплава толщиной 1.2 мм слой стеклосот перменной толщины от 15 мм в начале скругления до 8 мм — в его центре и до 5 мм — в конце скругления;

- приклейенный к стеклосотам слой сублимирующего материала толщиной от 7.5 мм в начале скругления до 12 мм — в его центре и до 3 мм — в конце скругления (в месте стыка с теплозащитным покрытием донной части корпуса капсулы).

На донной поверхности капсулы:

- приклейенный к корпусу из алюминиевого сплава толщиной 1.0 мм слой стеклосот толщиной 5 мм;

- приклеенный к стеклосотам слой сублимирующего материала толщиной 3 мм.

Испытания образцов ТЗП каждого из участков поверхности капсулы проведены в ЦНИИМаш на электродуговой установке – ЭДУ ТТ-1 (Анфимов Н.А. и др., 1994) и высокочастотном плазмотроне – ВЧП У-13 (Залогин Г.Н. и др., 1994), а также в Минском институте тепломассообмена им. А.В. Лыкова на электродуговом плазменном генераторе и на торцевом холловском ускорителе (ТХУ) (Аношко И.А. и др., 2005).

Далее, в качестве примера, на рисунках 12, 13 и в таблице приведены результаты испытаний образцов ТЗП лобовой поверхности капсулы (Аношко И.А. и др., 2009).

Испытуемые образцы штатной конструкции ТЗП диаметром 30 мм выполнены в соответствие с разработанной в НПО им. С.А. Лавочкина технологии изготовления ТЗП космических спускаемых аппаратов серии «Луна» и «Венера».

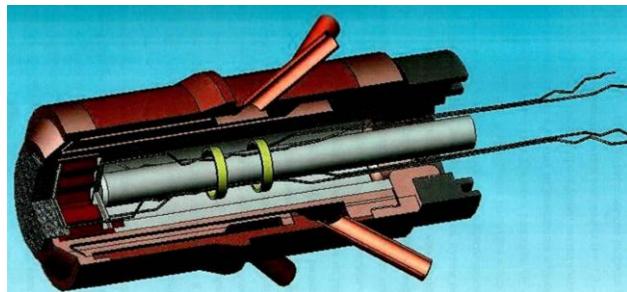


Рисунок 8. Чертёж водоохлаждаемой державки ТХУ с образцом ТЗП

На рисунке 8 показан чертёж водоохлаждаемой державки ТХУ, в которой при диагностике плазменной струи устанавливаются датчики для измерения теплового потока, заменяемые при проведении испытания образцом тепловой защиты.

На рисунке 9 приведены фотографии образца ТЗП лобовой поверхности спускаемой капсулы после испытания на ТХУ.

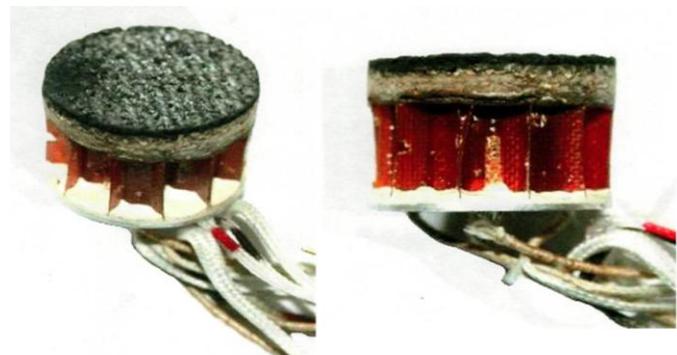


Рисунок 9. Фотографии образца ТЗП капсулы после испытания на ТХУ

Основные результаты испытаний образцов ТЗП капсулы на ТХУ приведены в таблице 2, в которой используются обозначения: q_{Σ} – суммарная плотность теплового потока; q_l – лучистая составляющая теплового потока; H_o , P_o – энтальпия и давление торможения потока плазмы соответственно; V – скорость потока плазмы; t – время теплового воздействия на образец; Δm – потеря массы образца; G – массовый расход сублимирующего вещества; $T1_{max}$, $T2_{max}$ – максимальное значение температуры на стыке стеклосот с сублимирующим материалом и на стыке стеклосот с имитатором корпуса капсулы соответственно.

Из таблицы видно, что температура корпуса и kleевого стыка стеклосот с сублимирующим слоем не превышает допустимых значений 300 для клея и 150°C – для материала корпуса спускаемой капсулы.

Таблица 2 – Основные результаты тепловых испытаний образцов ТЗП на ТХУ

№ образца	q_{Σ} , MW/m^2	q_l , MW/m^2	H_o , MJ/kg	P_o , MPa	V , km/s	t , s	Δm , g	G , kg/m^2s	$T1_{max}$, $^{\circ}C$	$T2_{max}$, $^{\circ}C$
1	10	4	50	0.15	8.30	12	1.91	0.23	154	28
2	10	4	50	0.15	8.30	12	2.13	0.25	172	30
3	10	4	50	0.15	8.30	12	2.06	0.24	184	30
4	10	4	50	0.15	8.30	12	2.12	0.25	179	31
5	10	4	50	0.15	8.30	12	2.08	0.25	177	33
6	10	3.2	45	0.10	8.60	9	1.51	0.24	173	29
7	10	3.2	45	0.10	8.60	9	1.46	0.23	186	32
8	15	7.5	70	0.15	10.10	8	1.62	0.29	145	29
9	15	7.5	70	0.15	10.10	8	1.61	0.29	154	28
10	15	7.5	70	0.15	10.10	8	1.52	0.28	156	28
11	15	7.5	70	0.15	10.10	8	1.59	0.28	149	29
12	15	7.5	70	0.15	10.10	8	1.67	0.30	139	28
13	20	12	84	0.15	11.2	22	4.65	0.30	231	41

4 Результаты бросковых испытаний макетов спускаемой капсулы

В соответствии с принятыми в проекте «Фобос-Грунт» техническими решениями спуск капсулы с образцами грунта Фобоса в атмосфере Земли предполагается осуществить по баллистической траектории без использования парашютной системы на конечном этапе приземления.

Как уже указывалось, на борту капсулы нет устройств, оповещающих о месте ее нахождения при спуске в атмосфере, и приводных радиомаяков, указывающих место приземления капсулы.

Поэтому для приема спускаемой капсулы на земной поверхности выбран район с преобладанием равнинного ландшафта и отсутствием высокорослой растительности. Этот район представляет собой полигон, специализирующийся на отработке радиолокационной техники для обнаружения при подлете к атмосфере, сопровождения спуска, поиска и эвакуации спускаемых в атмосфере объектов с малой отражающей поверхностью.

На рисунке 10 приведена фотография ландшафта такого полигона, выбранного для посадки капсулы с образцами грунта Фобоса. Полигон представляет собой обширный участок равнинной местности с невысокой растительностью.



Рисунок 10. Ландшафт выбранного полигона для посадки капсулы

На рисунке 11 фотография участка поверхности с характерным грунтом на выбранном полигоне посадки капсулы.

Для исследования динамики капсулы на конечной стадии спуска, определения величины посадочной скорости, проверки сохранности капсулы при ударе о земную поверхность, а также для подготовки и проверки работы полигонных систем обнаружения и сопровождения спуска капсулы проведен ряд бросковых испытаний.

Бросковые испытания капсулы проведены в два этапа: этап испытаний на соответствующем стенде и этап испытаний с использованием летательной техники. Основными задачами бросковых испытаний капсулы являлись исследование динамики спуска при подходе её к земной поверхности, определение скорости посадки и



Рисунок 11. Грунт, характерный для выбранного полигона посадки капсулы

работоспособности системы амортизации контейнера с доставляемыми образцами грунта.

Исследования на стенде проведены при падении макетов капсулы на грунты в виде слоя песка, щебеночной насыпи и настила из пенобетонных блоков. Скорости соударения капсулы с грунтом при испытаниях реализованы в диапазоне 27.3 ... 30.5 м/с.

На рисунке 12а и 12б показаны глубины погружения полномасштабного макета капсулы в щебеночную насыпь и в песок.



а – погружение макета в слой щебёнки;

б – погружение макета в песок;

в – кратер от падения макета на пенобетон;

г – деформация макета при падении макета на слой щебня.

Рисунок 12. Картинки результатов взаимодействия макета капсулы с различными видами грунтов-аналогов

Как показали испытания, падение макета капсулы на песчаные и щебёночные аналоги грунтов не сопровождается его отскоком. При падении же макета на пенобетон происходит отскок макета на высоту около 1.4 м со скоростью 6.14 м/с и с наклоном траектории отскока от вертикали около 4°.

Оценки величин перегрузок на макете капсулы при приземлении показали, что на песчаном грунте перегрузки находятся в диапазоне 400...500 единиц, а на бетонном – 1000...1100 единиц.

При падении макета в грунты, близкие по свойствам к пенобетону, в них после отскока макета образовывается кратер, показанный на рисунке 12в, глубиной до 55 мм.

Разрушения конструкции макета капсулы при падении на все виды грунтов не зафиксировано.

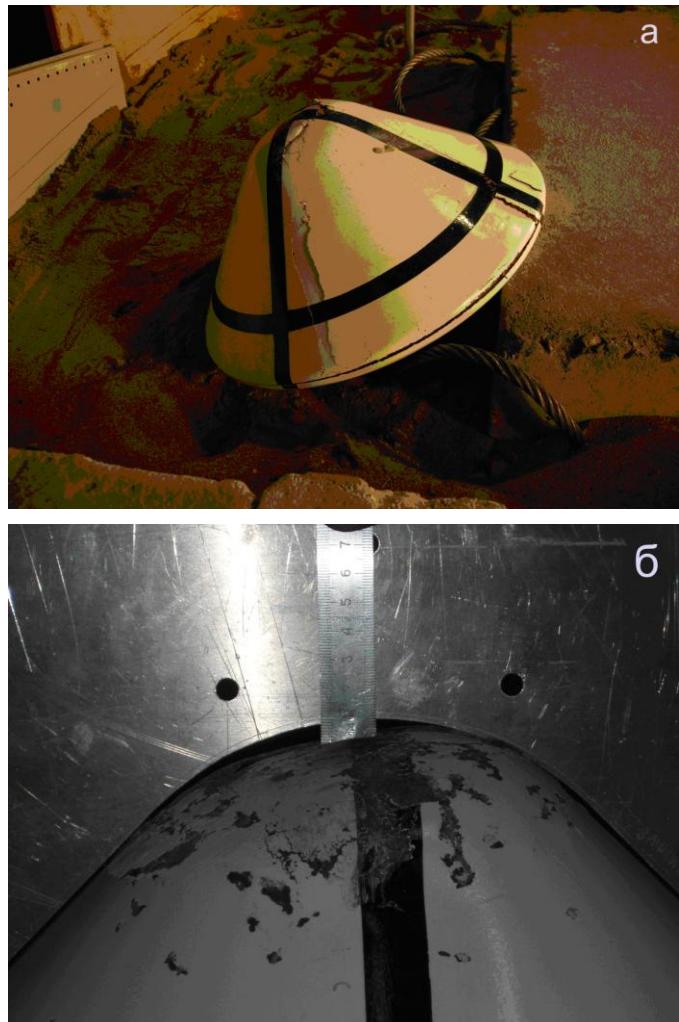
Наблюдаются лишь точечные разрушения теплозащитного покрытия при падении макета на слой щебня (рисунок 12г) и его частичное растрескивание при падении макета на пенобетон, иллюстрируемое рисунком 13а.

На рисунке 13б показан способ определения деформации носовой части макета – используется шаблон первоначального профиля этой части макета, и с помощью линейки измеряется глубина вмятины поверхности макета. Деформация макетов зафиксирована только при посадке на грунт-аналог на основе бетона, величина ее составила 5 – 8 мм. При этом смятия амортизации и смещения контейнера с имитатором доставляемых образцов грунта не зафиксировано.

Проектные параметры капсулы и работа полигонных систем ее обнаружения экзаменовались при бросковых испытаниях с вертолетов и теплового аэростата, проведённых на выбранном полигоне посадки капсулы.

При бросковых испытаниях из гондолы теплового аэростата использовались полномасштабные, геометрически и динамически подобные спускаемой капсуле макеты. Сброс макетов осуществлялся вручную с высоты подъёма аэростата на 5300...5500 м над уровнем моря. При спуске с такой высоты макет за время падения достигал установившейся скорости движения и устойчивой динамики.

Осуществлен сброс двух макетов. Один сброшен с начальным отклонением оси макета от вертикали на угол ~ 9°, другой на ~ 31°. В результате этих возмущений максимальная величина углов отклонения оси макета от вертикали в первые секунды полета не превышала 22° в первом случае и 41° – во втором. Далее макеты капсулы сохранили устойчивость на всей траектории полета. Амплитуда колебаний продольной оси макетов после выхода на установившийся режим спуска не превышала 12° у одного макета и 15° – у другого.



а – трещины теплозащиты макета при падении на пенобетон; б – замер величины деформации.

Рисунок 13. Деформация теплозащиты макета капсулы и способ измерения её величины

На рисунке 14 приведены фотографии положения макетов после удара о поверхность грунта на полигоне посадки капсулы – один из макетов совершил посадку без отскока (рисунок 14а) с образованием кратера глубиной около 30 мм (рисунок 14б) и диаметром 150 мм (рисунок 14в), второй макет – с отскоком на расстояние около 0.9 м (рисунок 14г). Образованная этим макетом вмятина в грунте имеет диаметр 70 мм и глубину 4 мм. Наличие отскока свидетельствует о том, что макет подошёл к поверхности с некоторым отклонением его оси от вертикали.

Основные выводы, следующие из анализа результатов бросковых испытаний макетов спускаемой капсулы:

- динамически и геометрически подобные макеты капсулы для доставки образцов грунта с Фобоса совершают посадку на земную поверхность, сохраняя устойчивое положение в пространстве, угол отклонения оси капсулы от вертикали не превышает 8 градусов;



Рисунок 14. Результаты взаимодействия макетов капсулы с грунтом на полигоне посадки

- коэффициент демпфирования при подходе к поверхности составляет минус 0.05;
- скорость посадки находится в диапазоне 31-32 м/с;
- перегрузка при ударе капсулы о посадочную поверхность 2000...2500 ед.;
- материал системы амортизации контейнера с образцами доставляемого капсулой грунта срабатывает в области упругих деформаций.

Заключение

В результате теоретических и экспериментальных работ, выполненные в обеспеченных отработки проектных параметров капсулы космического аппарата «Фобос-Грунт», выявлено следующее:

- выбранная форма капсулы обеспечивает устойчивый спуск её в атмосфере Земли. Скорость посадки капсулы на земную поверхность находится в диапазоне 30...32 м/с;
- конструкционные параметры выбранной системы тепловой защиты капсулы обеспечивают сохранность образцов грунта, доставляемых с Фобоса на поверхность Земли, температура лобовой и донной части металлического корпуса СА за время спуска не превысит допустимой величины 250°C (запас около 150°C);
- выбранная система амортизации контейнера с образцами грунта Фобоса обеспечивает его сохранность при ударе капсулы о земную поверхность на выбранном полигоне посадки, ударные перегрузки при посадке капсулы не превышают 2500 единиц;
- посадка капсулы на полигоне ожидается в районе, ограниченном эллипсом с размерами их осей в случае входа капсулы в атмосферу Земли на высоте 120 км по траектории, попадающей в трубку траекторий диаметром 6 км, большая ось – 16.5 км, малая ось – 8.5 км.

Таким образом, спроектированная спускаемая капсула КА «Фобос-Грунт» обеспечивает решение задачи, поставленной перед экспедицией – доставить образцы грунта Фобоса на Землю.

В статье использованы результаты работы выполняемой в рамках Федеральной программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России», проект № 02.740.11.0531.

Список литературы

Аношко И.А., Ермаченко В.С., Жданок С.А., Румынский А.Н., Финченко В.С. Перспективы применения мощного холловского ускорителя плазмы для исследования и использования космического пространства. Материалы второго Белорусского космического конгресса 25-27 октября 2005 г. Минск: ОИПИ НАН Беларуси, 2005. С. 23-27.

Аношко И.А., Ермаченко В.С., Жданок С.А., Сандрягайло Л.Е., Смольский А.А., Финченко В.С. Моделирование натурных условий входа космического аппарата в атмосферу Земли. Четвёртый Белорусский космический конгресс 27-29 октября 2009 г. Материалы конгресса. Минск: ОИПИ НАН Беларуси, 2009. Т. 1. С. 52-57.

Анфимов Н.А., Беда Г.А., Даниленко И.П., Золотарев С.Л., Фадеев В.А. Электродуговые газодинамические установки ЦНИИМаша. Схемы и методы испытаний // Космонавтика и ракетостроение, 1994. № 2. С. 33-46.

Залогин Г.Н., Землянский Б.А., Кнотько В.Б. и др. Высокочастотный плазмотрон-установка для исследований аэрофизических проблем с использованием высокоеэнтальпийных газовых потоков // Космонавтика и ракетостроение, 1994. № 2. С. 22-32.



РОМАНОВ
Валерий Михайлович
 кандидат экономических наук
 ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»
 E-mail: romanov@laspace.ru



КОВАЛЕВ
Евгений Викторович
 ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»
 E-mail: kev@laspace.ru



КУЗНЕЦОВА
Анна Юрьевна
 ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»
 E-mail: teo@laspace.ru

УДК 629.78.001.5.003.2(47)

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДА КРИТИЧЕСКИХ ЦЕПЕЙ Э. ГОЛДРАТТА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ОПЫТНО-КОНСТРУКТОРСКИМИ РАБОТАМИ В УСЛОВИЯХ ВЫСОКОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ И ОГРАНИЧЕННЫХ РЕСУРСОВ

B.M. Романов, Е.В. Ковалев, А.Ю. Кузнецова

В статье рассматриваются основные положения и подходы метода критической цепи, его отличия от традиционных методов управления проектов.

Ключевые слова: критический путь; критическая цепь; выравнивание ресурсов; буфер; ограничения проекта; неопределенность.

APPLICATION OF E. GOLDRATT'S METHOD OF CRITICAL CHAINS FOR RESEARCH AND DEVELOPMENT ACTIVITIES MANAGEMENT UNDER HIGH UNCERTAINTY ENVIRONMENT AND LIMITED RESOURCES V.M. Romanov, E.V. Kovalev, A.Y. Kuznetsova

The article deals with main provisions and approaches of the critical chain method, its difference from the traditional project management tools.

Key words: critical path; critical chain; resource leveling; buffer; project's limitations; uncertainty.

Введение

Традиционный и пока широко распространенный подход к управлению разработками – детальное планирование и жесткий контроль выполнения планов по методу критического пути. Однако такой подход не учитывает неопределенностей, свойственных разработке новой продукции, когда, например, в процессе разработки могут появиться новые требования заказчика, а разработчики не успевают уложиться в запланированные сроки (Деминг Э., 2009).

На данный момент:

44% проектов завершаются вовремя.

70% проектов сокращают исходный объем работ проекта.

30% проектов закрываются досрочно.

Проекты занимают 222% от изначально запланированного времени.

Проекты занимают 189% от изначально запланированного бюджета.

Такие тенденции свойственны и ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».

В настоящее время проектное планирование на НПОЛ характеризуется следующими аспектами:

Кривая - распределения вероятности для даты завершения задачи

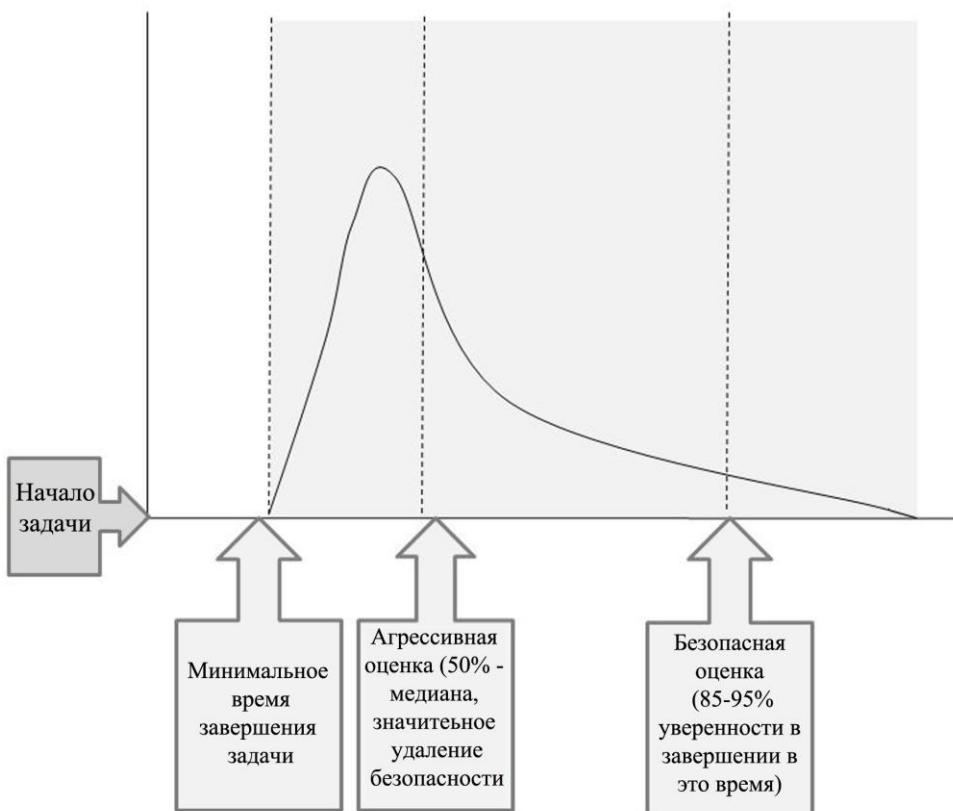


Рисунок 1. Время окончания задачи как распределение вероятности

- Контрактная и годовая схема планирования работ, действующая на предприятии, не отвечает требованиям трехлетнего государственного бюджетного планирования.
- Отсутствует планирование всего проекта, т.е. целевое планирование.
- Сетевая увязка работ неудовлетворительна.
- На предприятии не ведутся оценка и анализ ресурсов (включая людские), необходимых для выполнения проекта, а также их межпроектная увязка.
- Планирование сроков на предприятии не учитывает фактора неопределенности.
- Большинство вышеперечисленных проблем является следствием традиционного подхода к управлению проектами.

1 Основные подходы метода критического пути

1.1 Включение в оценку задачи рисков и неопределенностей

Закон Мерфи: «Если высока вероятность того, что какая-то неприятность может произойти, она обязательно случится».

Часто исполнитель и руководитель проекта стремятся заложить в оценку задачи неопределенности и риски, которые они предвидят. Неопределенность, к примеру, может быть связана с такими факторами, как новая технология, неопытность исполнителя,

недостаток информации о задаче на момент оценки. Минимизировать риски пытаются тем, что добавляют резервное время для каждой задачи. Поскольку время окончания задачи определяется не одной цифрой, а распределением вероятности, то графически оценку длительности задачи в традиционном управлении проектами можно изобразить так, как показано на рисунке 1.

Таким образом, почти каждая задача содержит дополнительный запас прочности, превышающий действительно ожидаемое время завершения данной работы. Часто резервное время для выполнения задачи бывает больше самого времени выполнения работы.

Со стороны работника такой подход приводит к следующим негативным тенденциям. Проявляется «синдром студента»: когда работник видит, что у него больше чем достаточно времени для выполнения задачи, он начинает работу позже. Таким образом, участники проекта выполняют более срочные задачи или тратят время резерва на работу над самой задачей, считая, что все время выделено на работу над ней. И если риски, заложенные в резервном времени, срабатывают, задача запаздывает, а вместе с ней и происходит сдвиг окончания проекта в целом (рисунок 2).



Рисунок 2. Графическое отображение модели поведения «синдром студента»

1.2 Привычка к «многозадачности»

«Обозначай все работы как высокоприоритетные и начинай их как можно раньше».

Многозадачность – тенденция менеджмента поручать работникам несколько срочных заданий одновременно (Голдратт Э. М. и др., Критическая цепь, 2009). Многозадачность может вызывать разрушительный эффект. Участники проекта переключаются с задачи на задачу и, в итоге, тормозят их все (рисунок 3).



Рисунок 3. Результаты привычки к «многозадачности»

1.3 Фокус на запланированных датах начала и окончания задачи

Закон Паркинсона: «Работа занимает всё выделенное на неё время»

При традиционном подходе к управлению проектами люди стремятся начать и завершить задачу точно в запланированное время, которое содержится в плане и накладывает определенные обязательства на исполнителей. Этот подход кажется правильным с первого взгляда, но несет в себе значительные недостатки и не использует возможные положительные события в проекте.

Во-первых, досрочное завершение работ по задаче не приводит к приближению даты окончания проекта. Исполнители, которые должны начать выполнение зависимых задач, не имеют возможности этого сделать, т.к. они заняты выполнением другой работы и не рассчитывали начинать работу ранее запланированного

времени. Таким образом, раннее завершение задачи не может ускорить запаздывание зависимых от нее задач и положительно повлиять на успех всего проекта.

Во-вторых, запаздывание задачи почти всегда приводит к задержке зависимых задач, т.к. на этапе планирования все риски были заложены в самих задачах (рисунок 4).

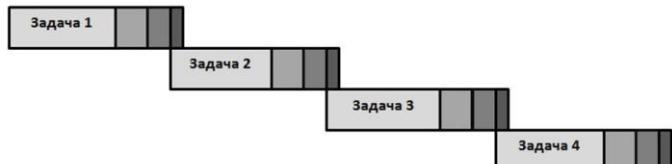


Рисунок 4. Задачи, содержащие в себе значительный резерв по времени, планируются

В случае сдвига по времени типичным решением в традиционном управлении проектами является применение корректирующих действий при срабатывании рисков путем уменьшения объема работ проекта или выделения дополнительных ресурсов. Это не приносит успеха ни заказчику, ни руководителям верхнего уровня.

2 Метод критической цепи. Основные понятия

Для сложных проектов существует более эффективный подход – метод критической цепи, разработанный в рамках Теории ограничений (Голдратт Э. М. и др., Цель. Процесс непрерывного совершенствования, 2009; Голдратт Э. М. и др., Цель-2. Дело не в везенье, 2009).

Метод критических цепей (МКЦ) представляет собой усовершенствованный подход к управлению проектами и предоставляет управленические процессы и процедуры, которые не только в абсолютном большинстве случаев способны обеспечить систематическое завершение проектов вовремя, в рамках бюджета и в соответствии с изначально оговоренными спецификациями, но и позволяют значительно сократить сроки исполнения проектов без увеличения ресурсов (рисунок 5).



Рисунок 5. Метод критических цепей

Метод позволяет правильно расставить приоритеты, не растягивать сроки по отдельным задачам и составлять такой график работ, который позволит не переключать специалистов до завершения текущей работы на другие задачи, а также преодолеть все остальные присущие проектной среде сложности. То есть МКЦ предлагает сконцентрировать внимание не на достижении оценок задач и промежуточных результатов, а на достижении единственно важной даты – обещанного срока завершения проекта.

Максимальный по продолжительности полный путь в цепи называется критическим. Именно длительность критического пути определяет наименьшую общую продолжительность работ по проекту в целом (Детмер У., 2010).

МКЦ вводит такое понятие, как критическая цепь задач, или просто критическая цепь. Определение продолжительности проекта по МКЦ строится не только на самой длинной цепи заданий – критическом пути, учитывается еще один важный фактор – дефицит ресурсов (исполнителей) на критических задачах. Критическая цепь – это логически взаимосвязанная цепочка работ, полученная после выравнивания ресурсов.

3 Планирование проекта по методу МКЦ

Суммируя вышеизложенное, можно выделить следующий комплекс практических шагов для использования МКЦ в планировании.

Первый этап заключается в определении целей проекта.

Цель проекта — то, чем должен завершиться проект. Проект всегда имеет две цели:

бизнес-цель проекта — создание добавочной стоимости, увеличение капитализации, сокращение расходов и т.д.;

техническая цель проекта — эквивалентна понятию продукт проекта, т.е. это то, что должно быть создано в результате проекта.

Продолжительность и перечень работ (операций), входящих в проект, определяется на втором этапе.

Для руководителей проектов операция – это неделимый элемент проекта. Обычно выполнение операций связано с затратами времени и трудовых ресурсов. Иногда это может быть просто время. Примерами могут быть операции: ожидания подписания контракта или поступления материалов; ожидания одобрения правительства; таможенного оформления грузов и т.д.

Операции обычно состоят из одной или более работ, из наборов работ (логически связанных работ проекта, в процессе завершения которых достигается промежуточный результат). Как правило, название операций дается в повелительной форме: «разработать спецификацию продукта».

Наборы работ используются для разработки детального сетевого графика для руководителей первого уровня.

Подробные графики двух проектов для руководителей отделов могут быть объединены в более агрегированную форму и далее сведены к самому общему виду, необходимому для руководителя проекта, высшего руководства и клиента.

Сетевой график работ составляется на третьем этапе.

Первое, что нужно сделать для разработки сетевого графика проекта – это определить набор работ. Сетевой график отражает операции проекта, которые необходимо выполнить, логическую последовательность и взаимозависимость этих операций; раскрывает внутренние связи проекта и служит основой для календарного планирования работ и использования оборудования.

При этом выполняют анализ отношений очерёдности операций. Завершение одной или нескольких операций приводит к событию, которое позволяет перейти к выполнению ещё одной или нескольких операций. Первое событие – это начало проекта, последнее – завершение проекта. Отношения очерёдности операций, таким образом, в основном определяются техническими причинами. Сетевой график

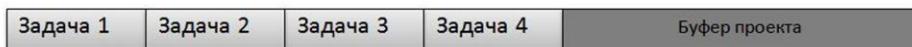


Рисунок 6. Буфер времени, помещенный в конец цепи, предохраняет ее от задержек по времени

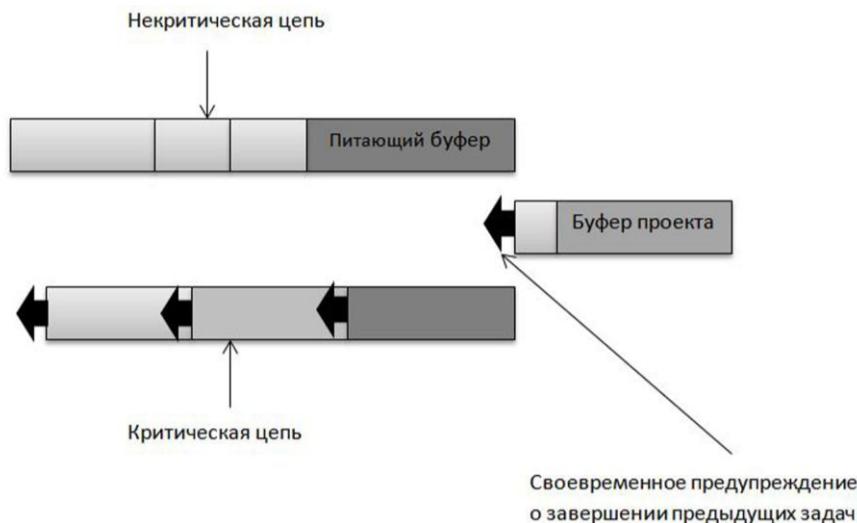


Рисунок 7. Создание питающего буфера

даёт наглядную и понятную картину последовательности работ по реализации проекта, чётко указывает очерёдность выполнения операций. На нём наглядно видны последствия запаздывания любой операции с точки зрения времени реализации всего проекта.

Поиск ограничений проекта происходит на четвертом этапе. Они обычно связаны с несколькими сторонами реализации проекта – продолжительностью, стоимостью и качеством, наличием производственных ресурсов, таких, как рабочая сила и оборудование. Ограничение – это то, что ограничивает систему (компанию или учреждение) в достижении ее цели.

Пятый этап – выравнивание ресурсов и определение критической цепи.

Выравнивание ресурсов позволяет проанализировать сетевой план, построенный с помощью метода критического пути с тем, чтобы обеспечить доступность и использование определенных ресурсов на протяжении всего времени выполнения проекта. Чтобы сократить общую длительность проектов разработки и не допускать ожиданий или простоев ресурсов, необходимо обеспечить критические ресурсы всем необходимым.

На задачу отводится сокращенный срок (достаточный, чтобы с 50%-ной вероятностью выполнить ее вовремя), который не позволяет откладывать работу на последний момент. Время подстраховки, запланированное для каждой задачи, не просто сокращается, а переносится в конец проекта. Это будет буфер проекта, который должен амортизировать вариации выполнения плана, свойственные любому проекту (рисунок 6).

Буфер ресурса времени вводится, когда для выполнения операции требуются дефицитные ресурсы. Отсутствие ресурсов может вызвать появление критического пути, отличного от первоначального, и привести к задержке проекта.

Буфер времени слияния (питающий) вводится в сеть там, где некритические пути сливаются с крити-

ческим путем (рисунок 7). Эти буферы помогают предотвратить отставание операций на критическом пути (Лич Л., 2010).

Для отслеживания статуса работ на критической цепи используются данные о состоянии буферов (рисунок 8). Наличие четких критериев для принятия решений позволяет избежать двух ошибок: ненужного вмешательства и опасного бездействия – все прочие работы подчиняются задачам, находящимся в критической цепи. Их необходимо планировать с небольшим запасом времени – буфером слияния путей, чтобы опоздание на питающей цепочке не вызвало задержку критической цепи.

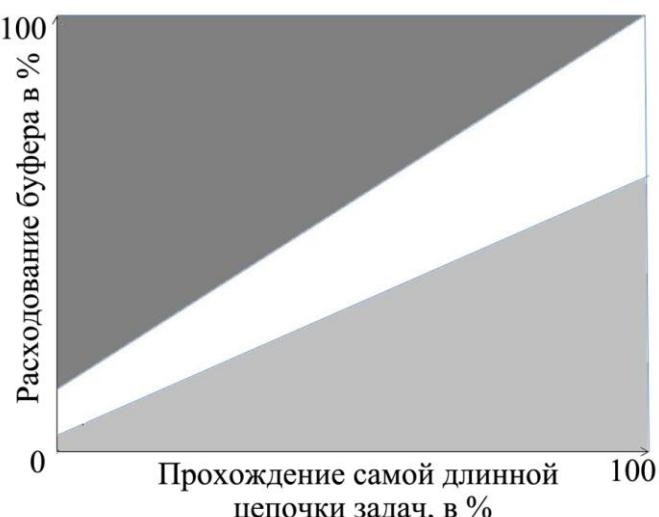


Рисунок 8. Данные о состоянии буфера

Буферное управление выполнением проектов позволит предприятиям (Лич Л., 2010):

- гибко управлять графиком проектов – нет необходимости постоянно перепланировать расписание работ, если план проекта составлен с учетом всех особенностей нестабильной внешней среды;

- правильно и быстро оценивать свои возможности по выполнению каждого проекта, не брать на себя невыполнимые обязательства;

- всегда иметь актуальную и наглядную картину, оценивающую прогресс работ в проектах, данные по загрузке ресурсов; эффективно синхронизировать их работу, направлять дополнительные силы туда, где они более всего необходимы.

Подводя итог, можно сказать, что МКЦ решает большую часть проблем, присущих традиционному методу (таблица 1, рисунки 9, 10, 11).

4 Внедрение МКЦ на предприятии

Внедрение МКЦ в организации – тоже проект. Изменения встречают сопротивления, и внедрение МКЦ не исключение. Сопротивление изменениям –

важнейшее свойство любой стабильной системы. Попытки изменить какую-то из частей системы, влияют на эти связи, что приведет к стремлению системы вернуться в прежнее состояние.

Для эффективного внедрения и применения МКЦ необходимо скорректировать привычный стиль работы:

1) провести обучение руководителей и рядовых сотрудников, заручится поддержкой тех, кому предстоит пользоваться результатами изменений;

2) сформировать инициативную группу для разработки положения и проекта внедрения МКЦ на предприятии;

3) разработать программное обеспечение;

4) провести pilotный проект по методу критической цепи для выявления «слабых» звеньев.

Таблица 1 – Сравнительный анализ применения МКП и МКЦ

Проблемы управления проектами по методу критического пути (МКП)	Подход к решению проблем метода критической цепи (МКЦ)
Выигрыш по времени не передается	Использовать оценки времени с 50%-ным перекрытием неопределенности
Работа занимает все отведенное на нее время	Исполнители защищены от давления руководства на сроки выполнения работы.
Исполнители не передают работу на следующий этап раньше при досрочном выполнении	Сконцентрироваться на дате окончания проекта, а не на определении сроков выполнения каждого задания
Невозможно точно оценить продолжительность каждой работы	Введение проектного буфера – общий для проекта запас времени для компенсации неопределенности
В случае нарушения сроков выполнения работ предпринимаются корректирующие действия, связанные с увеличением бюджета или уменьшением объемов работ	Введение ресурсных буферов – оповещение исполнителей, занятых на критической цепи, о том, что скоро необходимо будет переключиться на выполнение задания по данному проекту
Необходимые участники проекта заняты выполнением других задач	Введение питающих буферов – временной резерв на покрытие неопределенности при выполнении работ некритической цепи
Необходимые для выполнения задачи работы некритического пути еще не закончены	

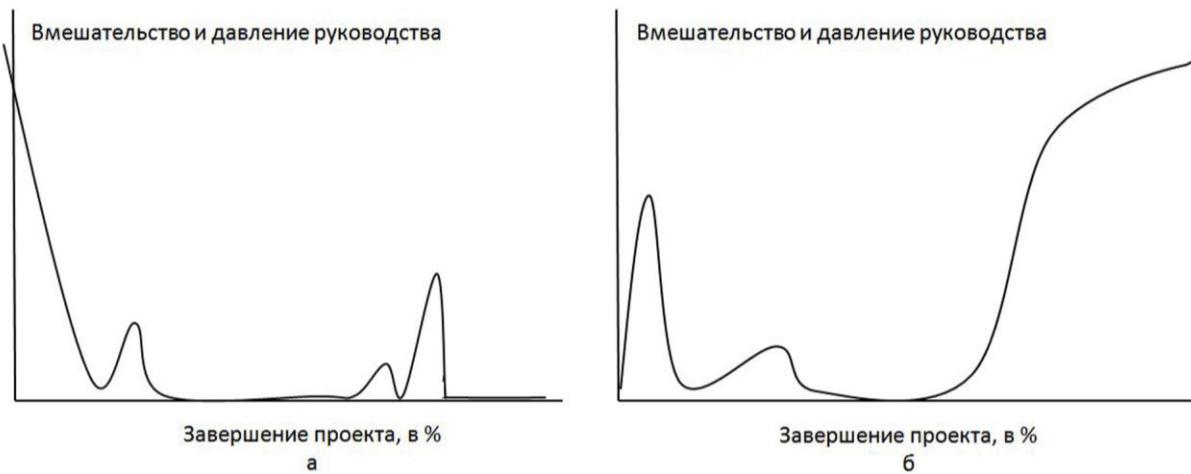


Рисунок 9. Избыточное давление и вмешательство руководства

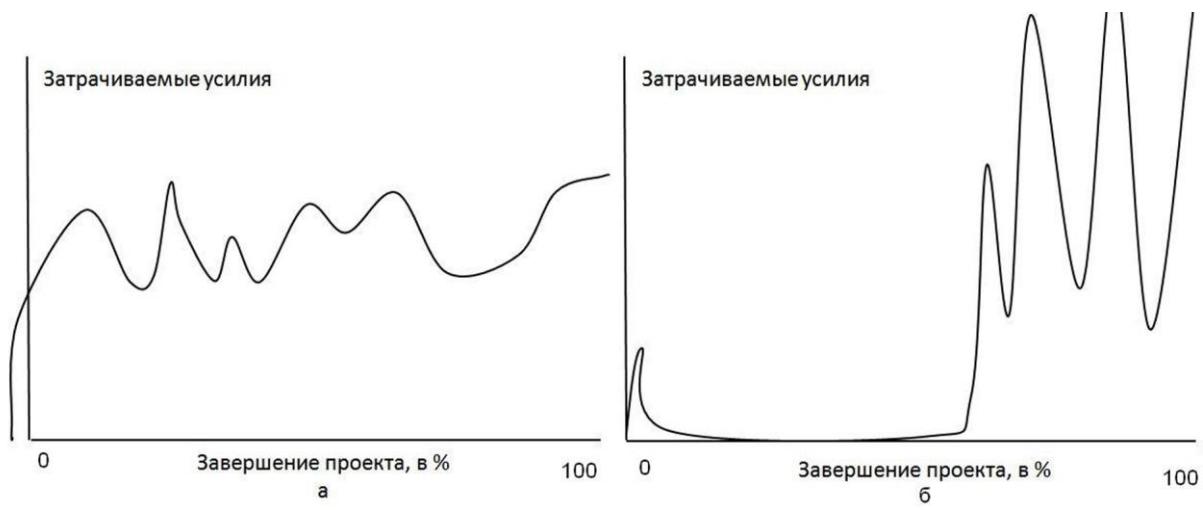
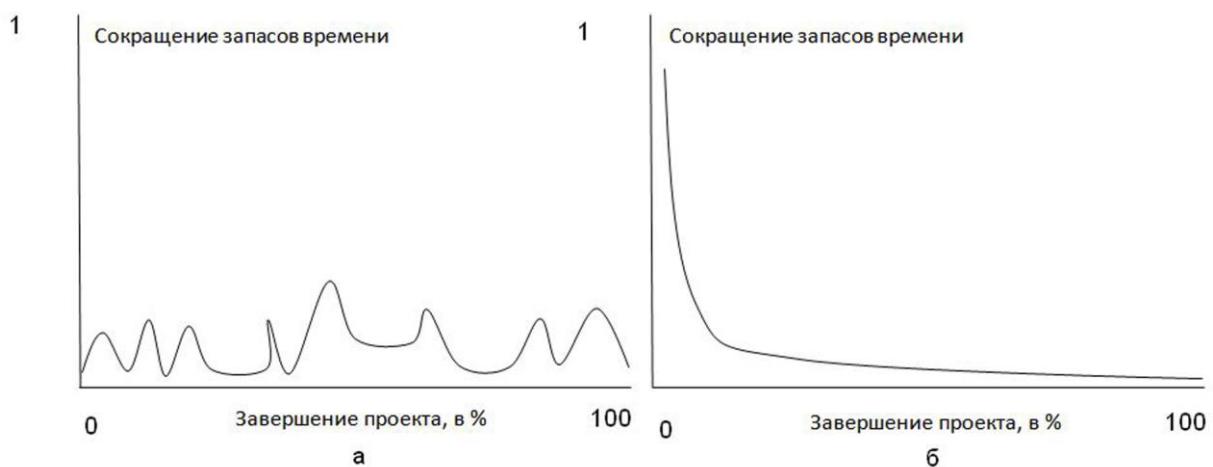


Рисунок 10. Усилия команды проекта и руководства по соблюдению сроков



a – МКЦ; б – МКП.

Рисунок 11. Истощение времени, отведенного на проект

Внедрение данной методики позволит:

- планировать и контролировать ход проекта с самого начала и до конца; видеть картину целиком;
- стимулировать сотрудников, максимально быстро выполнять поставленные перед ними задачи;
- формировать систему заказов с реальными сроками выполнения без сдвигов и переносов.

Список литературы

Голдратт Э. М., Кокс Дж. Цель. Процесс непрерывного совершенствования // Попурри, 2009.

Голдратт Э. М., Кокс Дж. Цель-2. Дело не в везенье // Попурри, 2009.

Голдратт Э. М., Кокс Дж. Критическая цепь // Попурри, 2009.

Детмер У. Теория ограничений Голдратта. Системный подход к непрерывному совершенствованию // Альпина Паблишерз, 2010.

Деминг Э. Выход из кризиса. Новая парадигма управления людьми, системами и процессами // Альпина Паблишерз, 2009.

Лич Л. Вовремя и в рамках бюджета. Управление проектами по методу критической цепи // Альпина Паблишерз, 2010.



УДК 629.78.001.5:525.7

МЕТОД ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ПО ЗАДАННОЙ ПОГРЕШНОСТИ ПРИВЯЗКИ КОСМИЧЕСКИХ СНИМКОВ

С.Ю. Самойлов

САМОЙЛОВ

Сергей Юрьевич

ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»

E-mail: khsm@laspase.ru

В статье рассмотрены основные факторы, влияющие на погрешность привязки космических снимков; выявлены параметры, от которых зависит значение погрешности географической привязки снимков. Приведены математические модели привязки снимков и модель учета рельефа снимаемой местности. Представлен метод выбора значений параметров КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для обеспечения заданной погрешности привязки космического снимка.

Ключевые слова: погрешность; привязка снимка; точностные параметры; ДЗЗ; метод выбора; космический снимок.

METHOD OF SELECTION OF DESIGN PARAMETERS OF THE EARTH REMOTE SENSING SC ACCORDING TO THE GIVEN ERROR OF SPACE IMAGES BINDING S.Y. Samoilov

The article deals with the main factors, affecting the error of space images binding, describes the parameters, which values define the error of space images gridding. Mathematical models of images' gridding are given, and model of accounting of imaged area's relief. The method of selection of design parameters of the Earth remote sensing SC is presented to provide the given error of space images binding.

Key words: error; image binding; accuracy parameters; Earth remote sensing; method of selection; space image.

Введение

Одним из важных факторов успешного решения многих научных, практических и хозяйственных задач является использование карт различного назначения, содержания, масштабов и территориального охвата. По картам выполняются различные измерения и специальные исследования. По картам можно решать навигационные, картометрические, морфометрические, многокомпонентные и другие задачи (Бугаевский Л.М., 1998).

Исходя из анализа преимуществ и недостатков всех способов создания и обновления картографической продукции, предпочтение следует отдать космической съемке.

Одним из требований к космическим снимкам, сделанным в интересах картографии, является требование по погрешности географической привязки снимка (погрешности определения географических координат точек снимка). Погрешность привязки снимков определяется масштабом карты, для создания которой снимки будут использованы. Масштаб создаваемой

карты и погрешность привязки снимка связаны следующим соотношением (Иваньков П.А., 1972)

$$\Delta = \frac{2 \cdot K_1 \cdot K_3 \cdot m}{3}, \quad (1)$$

где Δ – погрешность привязки снимка;

m – знаменатель масштаба карты;

K_3 – коэффициент перевода миллиметров в метры, $K_3=1/1000$;

K_1 – коэффициент, характеризующий ошибку положения контура, $K_1=0,5-0,75$.

Погрешности параметров КА, влияющих на погрешность привязки снимков, будем называть *точностными параметрами КА*.

1 Математическая модель географической привязки космических снимков

Из существующих методов привязки снимков самыми универсальными являются аналитические. Из аналитических методов наиболее простым и распространенным является фотограмметрический метод

без использования опорных точек с учетом высоты местности.

Аналитические методы основаны на знании законов движения и геометрических аспектов работы съемочной системы.

В простейшем случае геоцентрические координаты точки поверхности, соответствующие точке снимка (y_i, z_i) , определяются из следующего соотношения (Тюфлин Ю.С., 1986) (рисунок 1)

$$\vec{f}_i = \vec{R} + D \cdot \vec{e}(y_i; z_i), \quad (2)$$

где \vec{R} – вектор положения съемочной системы в пространстве в момент формирования элемента изображения с координатами (y_i, z_i) , определяется из модели движения ИСЗ;

$\vec{e}(y_i; z_i)$ – единичный вектор направления визирования (визирующий луч) – вектор направления на точку поверхности. Находится из закона углового движения съемочной системы и алгоритма, учитывающего геометрические искажения, возникающие при формировании изображения;

y_i, z_i – координаты i -й точки снимка;

D – расстояние до точки съемки, находится как длина отрезка соединяющего центр съемочной системы с точкой пересечения луча, направленного по вектору e , с поверхностью земного эллипсоида (рисунок 1). При этом могут привлекаться данные о высоте местности H , которые можно взять с планово-высотной основы;

\vec{f}_i – радиус-вектор i -й точки съемки в геоцентрической инерциальной системе координат (ГИСК).

Затем геоцентрические координаты f переводятся в географические (ϕ, λ) , для чего привлекаются данные о моменте времени формирования изображения и параметры вращения Земли (Бугаевский Л.М., 1998).

Введем понятие визирная система координат (ВСК). ВСК съемочной системы можно вводить по-разному. Одним из вариантов может быть следующий:

- Начало ВСК расположено в главной точке фокальной плоскости (ФП).
- Одна из осей (например, ось ОХ) направлена по оптической оси из объектива.
- Плоскость ZOY совпадает с фокальной плоскостью.

Погрешность привязки снимка складывается из двух составляющих:

- погрешности, обусловленной неточностью знания высоты рельефа снимаемой местности;
- погрешности, обусловленной параметрами КА.

Обе эти составляющие случайные и независимые, поэтому запишем

$$\Delta_m = \sqrt{\Delta_{KA}^2 + \Delta_{Рельеф}^2}, \quad (3)$$

где Δ_m – погрешность привязки снимка;

Δ_{KA} – погрешность привязки, обусловленная параметрами КА;

$\Delta_{Рельеф}$ – погрешность привязки, обусловленная неточностью знания высоты рельефа; вычисляется по формуле (4).

Погрешность привязки из-за неточности знания рельефа местности, в особенности при больших zenithальных углах съемки, может быть соизмеримой, а порой и больше ошибок, обусловленных бортовыми системами КА (Тюфлин Ю.С., 1986).

Если высота снимаемой местности над земным эллипсоидом известна с погрешностью Δh , то возникает ошибка привязки снимка $\Delta_{Рельеф}$ (рисунок 2). Значение ошибки $\Delta_{Рельеф}$ вычисляется по следующей формуле (Тюфлин Ю.С., 1986)

$$\Delta_{Рельеф} = \Delta h \cdot \operatorname{tg}(Z), \quad (4)$$

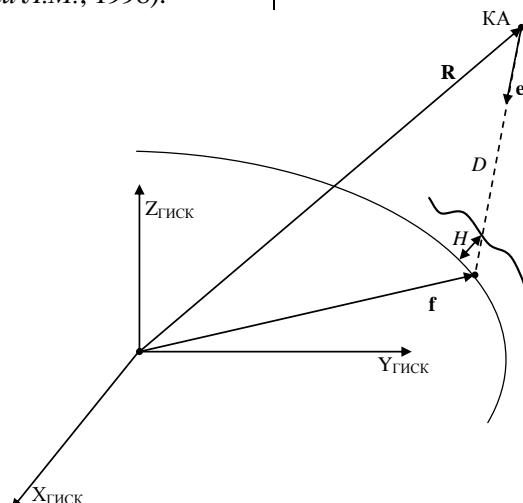


Рисунок 1. Определение геоцентрических координат точки снимка

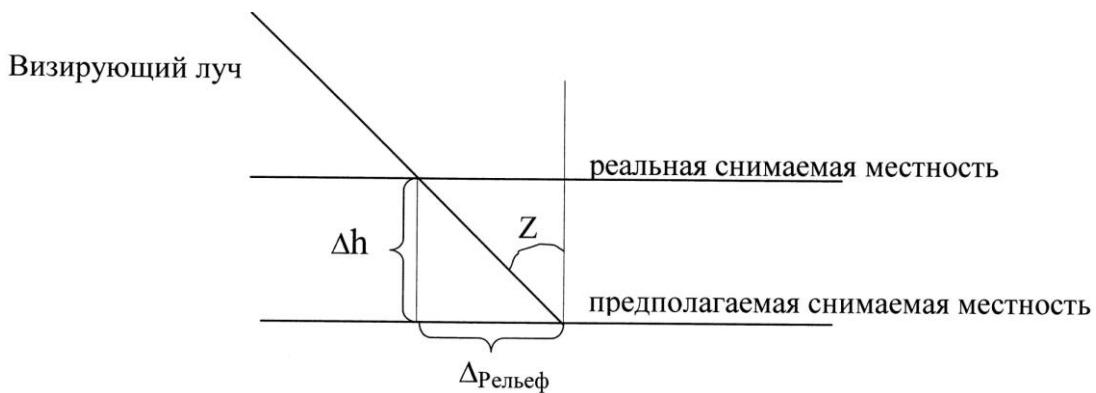


Рисунок 2. Ошибка привязки из-за погрешности знания высоты рельефа

где $\Delta_{\text{Рельеф}}$ – ошибка привязки снимка из-за погрешности высоты снимаемой местности;

Δh – погрешность знания высоты снимаемой местности;

Z – зенитный угол съемки.

Для определения координат объектов по одиночному скану, полученному при зенитных углах съемки, отличных от нуля, с использованием только орбитальных данных всегда требуется информация о рельефе местности. Эту информацию можно получить по данным стереосъемки местности. При наличии карт на снимаемую местность данные о рельефе можно получить (снять) с карты снимаемой местности.

Если информация о высоте рельефа снимаемой местности получается с топографических карт, то значение Δh погрешности определения высоты местности будет зависеть от масштаба используемой карты.

В таблице 1 приведены значения погрешности знания высоты снимаемой местности для карт различного масштаба для равнинной местности (Иваньков П.А., 1972).

Таблица 1 – Ошибка высоты рельефа для карт разного масштаба для равнинной местности

Масштаб карты	Предельная ошибка высоты Δh (м)
1:1000 000	100
1:500 000	50
1:200 000	20
1:100 000	10
Цифровая карта местности	5

Для априорной оценки погрешности определения проекций радиус-вектора точки пересечения визирующего луча с эллипсоидом Земли (погрешности определения координат на эллипсоиде Земли, обусловленной точностным параметрами КА) будем пользоваться следующими выражениями (Зайдель А.Н., 1974)

$$\left. \begin{aligned} \Delta X_i &= \sqrt{\sum_{j=1}^N \left(\frac{\partial f_{ix}}{\partial P_j} \cdot \Delta P_j \right)^2} \\ \Delta Y_i &= \sqrt{\sum_{j=1}^N \left(\frac{\partial f_{iy}}{\partial P_j} \cdot \Delta P_j \right)^2} \\ \Delta Z_i &= \sqrt{\sum_{j=1}^N \left(\frac{\partial f_{iz}}{\partial P_j} \cdot \Delta P_j \right)^2} \end{aligned} \right\}, \quad (5)$$

$$\Delta_{KA} = \sqrt{\Delta X_i^2 + \Delta Y_i^2 + \Delta Z_i^2} =$$

$$= \sqrt{\sum_{j=1}^N \left(\left(\frac{\partial f_{ix}}{\partial P_j} \right)^2 + \left(\frac{\partial f_{iy}}{\partial P_j} \right)^2 + \left(\frac{\partial f_{iz}}{\partial P_j} \right)^2 \right) \cdot \Delta P_j^2}$$

где f_{ix}, f_{iy}, f_{iz} – координаты оригинала точки фокальной плоскости, вычисляемые по формуле (2);

P_j – параметр КА, влияющий на погрешность привязки;

ΔP_j – погрешность j -го параметра;

$\Delta X_i, \Delta Y_i, \Delta Z_i$ – погрешности проекций радиус-вектора точки;

Δ_{KA} – погрешность определения координат точки на местности (погрешность географической привязки), обусловленная параметрами КА;

N – количество учитываемых параметров, влияющих на погрешность привязки.

Анализ формулы (2) с учетом aberrаций оптических лучей позволил определить точностные проектные параметры КА. Эти параметры представлены в таблице 2.

Отметим, что значения точностных параметров A_x, A_y, A_z включают в себя как погрешности датчиков системы управления ориентацией и стабилизацией (СУОС), так и погрешности матриц взаимной ориентации датчиков СУОС и целевой аппаратуры (ЦА).

Для обеспечения заданной погрешности привязки космического снимка необходимо определить значения точностных параметров КА, приведенных в таблице 2.

Таблица 2 – Точныхные проектные параметры КА

№	Параметр	Обозначение параметра
1.	Погрешность знания положения КА на орбите вдоль радиус-вектора КА	R_x
2.	Погрешность знания положения КА на орбите вдоль вектора орбитальной скорости	R_y
3.	Погрешность знания положения КА на орбите вдоль направления по бинормали к орбите КА	R_z
4.	Погрешность знания ориентации КА относительно оси $X_{ВСК}$	A_x
5.	Погрешность знания ориентации КА относительно оси $Y_{ВСК}$	A_y
6.	Погрешность знания ориентации КА относительно оси $Z_{ВСК}$	A_z
7.	Погрешность знания фокусного расстояния ОС	FF
8.	Погрешность привязки момента времени получения изображения, баллистической и информации СУОС к бортовой шкале времени (БШВ)	tt
9.	Погрешность знания угла разворота ОЭПа относительно визирной оси	ϕ
10.	Погрешность знания координат главной точки ОЭПа по оси $Y_{ВСК}$	y_0
11.	Погрешность знания координат главной точки ОЭПа по оси $Z_{ВСК}$	z_0
12.	Погрешность определения координат точки снимка вдоль столбцов изображения	yy
13.	Погрешность определения координат точки снимка вдоль строк изображения	zz
14.	Погрешность знания коэффициента дисторсии ОС	dD
15.	Неперпендикулярность оптической оси к ФП в плоскости XOY	ξ_y
16.	Неперпендикулярность оптической оси к ФП в плоскости XOZ	ξ_z

2 Метод определения проектных параметров КА

В качестве метода выбора значений точностных проектных параметров КА будем использовать аналитический метод поэтапного выбора и уточнения точностных параметров.

Суть этого метода состоит в следующем: на первом этапе выбираются начальные значения точностных параметров, удовлетворяющих выбранному показателю качества. На последующих этапах происходит уточнение значений точностных параметров.

2.1 Предварительный этап

На предварительном этапе необходимо определить исходные данные для расчета. Такими исходными данными являются:

- Значение требуемой погрешности привязки снимка Δ_m .
- Значение погрешности привязки снимка, обусловленной погрешностью знания высоты рельефа $\Delta_{\text{Рельеф}}$.
- Значение необходимой погрешности привязки снимка, обусловленной точностным параметрами КА Δ_{KA} .
- Параметры орбиты (высота).
- Параметры оптической системы (ОС) (фокусное расстояние, длина ОЭПа).

В зависимости от состава исходных данных алгоритм определения значений Δ_m , Δ_{KA} , $\Delta_{\text{Рельеф}}$ будет различным.

2.2 Этап выбора базовых значений

На первом этапе метода выбора точностных проектных параметров КА определим начальные (базовые) значения точностных параметров. В формуле (5) обозначим

$$K_{P_{ji}} = \sqrt{\left(\frac{\partial f_{ix}}{\partial P_j}\right)^2 + \left(\frac{\partial f_{iy}}{\partial P_j}\right)^2 + \left(\frac{\partial f_{iz}}{\partial P_j}\right)^2}. \quad (6)$$

Тогда формула (5) примет вид

$$\Delta_{KA} = \sqrt{\sum_{j=1}^N (K_{P_{ji}}^2 \cdot \Delta P_j^2)}, \quad (7)$$

где Δ_{KA} – погрешность определения координат точки на местности (погрешность географической привязки), обусловленная параметрами КА;

$K_{P_{ji}}$ – коэффициент влияния точностного параметра P_j на погрешность географической привязки i-й точки снимка, см. формулу (6);

ΔP_j – погрешность j-го параметра.

Математическая задача определения базовых значений сводится к определению значений ΔP_j в выражении (7)

при заданном значении Δ_{KA} . Коэффициенты K_{Pj} в (6) являются показателями меры влияния параметра P_j на погрешность привязки изображения.

Коэффициенты влияния параметров K_{Pj} зависят от параметров орбиты и от параметров оптической системы (ОС), поэтому для вычисления значений коэффициентов K_{Pj} по (6) необходимы данные об орбите и ОС, полученные на предварительном этапе.

Так как погрешность привязки пропорциональна сумме произведений коэффициентов K_{Pji} и погрешностей параметров ΔP_j (выражения (5), (7)), то очевидно, что чем сильнее влияние параметра на погрешность привязки (чем больше K_{Pj}), тем погрешность этого параметра должна быть меньше.

Исходя из вышесказанного базовые значения точностных параметров, влияющих на погрешность привязки, будем вычислять по следующей формуле

$$\Delta^* P_j = \sqrt{\frac{\Delta_{KA}^2}{N \cdot K_{Pji}^2}}, \quad (8)$$

где $\Delta^* P_j$ – базовое значение j -го точностного параметра;

Δ_{KA} – необходимая погрешность привязки снимка, обусловленная параметрами КА;

K_{Pji} – коэффициент влияния параметра P_j на погрешность географической привязки (см. формулу (6));

N – количество учитываемых параметров, влияющих на погрешность привязки.

Значения погрешностей точностных параметров, посчитанные по формуле (8), удовлетворяют значению выбранного показателя качества заданной погрешности привязки снимка, позволяют определиться с аппаратным составом КА и начать проектирование систем КА (выбрать астродатчики необходимой точности, бортовое синхронизирующее устройство (БСУ), средства контроля орбиты и т. д.). Особенностью значений, посчитанных по (8), является равенство всех слагаемых суммы в выражении (7).

На дальнейших этапах проектирования и создания КА может возникнуть ситуация, когда один или несколько параметров, влияющих на погрешность привязки изображения, имеют фиксированное значение, отличное от своего базового значения, посчитанного по формуле (8).

Фиксированные значения точностных параметров КА можно считать ограничениями на выбор значений точностных параметров со стороны бортовых систем КА. В этом случае необходимо изменить значения других точностных параметров для сохранения заданной погрешности привязки снимка. Уточнение значений точностных параметров производится на втором этапе поэтапного метода выбора значений точностных параметров КА.

2.3 Этап уточнения значений

На втором этапе выбора точностных параметров КА для определения уточненных значений точностных параметров будем пользоваться формулой

$$\Delta_{ym} P_j = \sqrt{\frac{K \sum \{[(\Delta^* P_i)^2 - (\tilde{\Delta} P_i)^2] \cdot K_{Pi}^2\}}{(\Delta^* P_j)^2 + \sum_{i=1}^{i=N} (L \cdot K_{Pi}^2)}} \quad (9)$$

где $\Delta^* P_i$ – базовое значение i -го точностного параметра, посчитанное по формуле (8);

$\Delta^* P_j$ – базовое значение j -го точностного параметра, посчитанное по формуле (8);

$\tilde{\Delta} P_i$ – фиксированное значение i -го точностного параметра;

L – количество параметров, для которых производится уточнение значений ($L < N$);

N – количество учитываемых точностных параметров КА, влияющих на погрешность привязки;

$\Delta_{ym} P_j$ – уточненное значение точностного параметра P_j ;

K_{Pi} – коэффициент влияния точностного параметра P_j на погрешность географической привязки (см. формулу (6));

K_{Pi} – коэффициент влияния точностного параметра P_i на погрешность географической привязки.

Формула (9) дает уточненное значение точностных параметров, не имеющих фиксированного значения, и позволяет изменить значения одних точностных параметров $\Delta_{ym} P_j$ за счет обратного изменения других таким образом, чтобы значение величины Δ_{KA} , полученное по формуле (7), было не больше заданного.

Для точностных параметров, имеющих фиксированные значения, уточненные значения не вычисляются (т. к. для этих параметров уточненными значениями являются их фиксированные значения).

На рисунке 3 показана зависимость уточненного значения одного точностного параметра от уточненного (фиксированного) значения другого точностного параметра $\Delta_{ym} P_j = f(\tilde{\Delta} P_i)$, полученная по формуле (9). На графике представлены три кривые $\Delta_{ym} P_j = f(\tilde{\Delta} P_i)$, полученные при разных взаимных значениях коэффициентов влияния параметров ($k_1 < k_2$; $k_1 > k_2$; $k_1 = k_2$).

k_1 – коэффициент влияния точностного параметра № 1,
 k_2 – коэффициент влияния точностного параметра № 2.

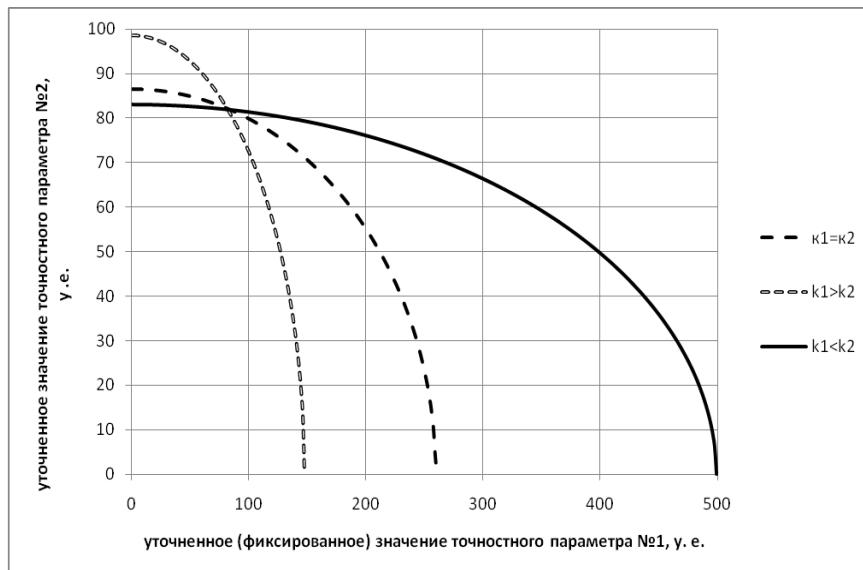


Рисунок 3. Зависимость значений двух точностных параметров КА

Видно, что все три кривые имеют одну общую точку. Эта точка определяется базовыми значениями точностных параметров.

Используя показанные графики, нетрудно установить, что для увеличения значения одного точностного параметра по сравнению с его базовым значением необходимо уменьшить значение другого точностного параметра по сравнению с его базовым значением.

Отметим, что в случае отсутствия точностных параметров КА, имеющих фиксированные значения, второй этап метода выбора значений точностных проектных параметров КА отсутствует, т.к. значения точностных параметров КА, выбранные на первом этапе, являются базовыми значениями и удовлетворяют выбранному значению погрешности привязки снимков, сделанных с КА в интересах картографии.

2.4 Этап принятия решения

Как было сказано выше, формула (9) позволяет изменить значения одних точностных параметров КА за счет обратного изменения значений одного или нескольких других точностных параметров при заданной величине $\Delta_{КА}$. Это позволяет перераспределить требования к бортовым системам КА, а именно установить более мягкие требования к одной бортовой системе за счет ужесточения требований, предъявляемых к другой бортовой системе КА.

Цель этапа принятия решения – выбрать за счет параметров какой бортовой системы будут изменяться параметры другой бортовой системы. Для решения этого вопроса во внимание принимаются экономические условия, условия выполнения ТЗ на КА, а также условия выполнения работ в меньшие сроки. При выборе бортовой системы, требования к которой можно изменять (параметры которой можно

уточнять), следует отдать предпочтение той бортовой системе, доработка которой под новые требования может позволить выполнить требования ТЗ на КА, а также пройти в более короткие сроки и с меньшими капиталовложениями.

Такого рода решения принимаются на уровне руководства головного предприятия-изготовителя КА.

Этап принятия решения должен предшествовать этапу уточнения значений точностных параметров КА, а также может повторяться перед этапом дополнительного уточнения значений точностных параметров КА.

2.5 Этап дополнительного уточнения точностных параметров

После проведения этапа уточнения значений точностных параметров может возникнуть ситуация, при которой уточненное значение какого-либо параметра будет меньше как своего базового значения, так и своего фиксированного значения. В этом случае необходимо провести этап дополнительного уточнения точностных параметров.

Дополнительное уточнение значений точностных параметров КА, как и на втором этапе будем производить по формуле (9). Однако на этом этапе в выражение (9) вместо базовых значений параметров необходимо подставлять их значения, полученные на втором этапе.

Если после этапа дополнительного уточнения значение какого-либо параметра опять станет меньше его фиксированного значения, то необходимо провести этап дополнительного уточнения параметров еще раз, подставляя вместо базовых значений значения параметров, полученные на предыдущем этапе.

Исходя из вышесказанного, можно заключить, что этап дополнительного уточнения значений точностных параметров может быть проведен в пре-

дельном случае (N-2) раз, где N – количество точностных параметров КА. Так как N=16 (таблица 2), то предельное число проведения этапов дополнительного уточнения значений точностных параметров КА равно 14. Однако на практике этот этап обычно не требуется проводить более одного раза.

3 Пример реализации метода выбора точностных проектных параметров КА

Пусть необходимо определить такие значения проектных параметров КА ДЗЗ, чтобы снимки, получаемые КА, имели погрешность привязки, достаточную для использования этих снимков для наполнения карты масштаба 1:20 000.

Известно, что КА должен функционировать на круговой орбите высотой H=1000 км, имеет телескопический комплекс с фокусным расстоянием $f=20$ м, диаметр входного зрачка $D=0,8$ м, коэффициент дисторсии $d_0=1,267 \cdot 10^{-7} \text{ 1/mm}^2$, оптико-электронный преобразователь (ОЭП) длиной 250 мм с размером пикселя $10 \times 10 \text{ мкм}$. Съемки должны проводиться в диапазоне зенитных углов $Z=0^\circ\text{--}30^\circ$ в панхроматическом (видимом) диапазоне ($\lambda=0,5\text{--}0,8 \text{ мкм}$). Известно, что на КА может быть установлено только БСУ, которое дает погрешность временной привязки событий на борту КА к бортовой шкале времени (БШВ) с погрешностью 3 с. На снимаемую местность есть информация о высоте рельефа с погрешностью $\Delta h=12,8 \text{ м}$.

Решение:

Предварительный этап

По формуле (1) для масштаба карты $1/m=1:20000$ определяем необходимую погрешность привязки снимка $\Delta_m=8,4 \text{ м}$.

По формуле (4) для зенитного угла $Z=30^\circ$ и ошибки знания высоты рельефа $\Delta h=12,8 \text{ м}$ вычисляем погрешность привязки снимка, обусловленную рельефом снимаемой местности $\Delta_{\text{Рельеф}}=7,39 \text{ м}$.

По формуле (3) по известным значениям $\Delta_m=8,4 \text{ м}$ и $\Delta_{\text{Рельеф}}=7,39 \text{ м}$ определяем погрешность привязки снимка, обусловленную параметрами КА $\sigma_{KA}=4 \text{ м}$.

Далее необходимо определить такие значения точностных параметров КА (таблица 2), чтобы погрешность привязки снимка, обусловленная этими параметрами, не превосходила значения $\sigma_{KA}=4 \text{ м}$.

Первый этап

Для высоты орбиты $H=1000 \text{ км}$, зенитного угла $Z=30^\circ$, и для известных параметров телескопа $f=20 \text{ м}$, коэффициента дисторсии $d_0=1.267 \cdot 10^{-7} \text{ 1/mm}^2$ длины ОЭП 250 мм по формуле (6) вычисляем значения коэффициентов влияния точностных параметров K_j . Значения коэффициентов влияния точностных параметров КА, посчитанные по формуле (6), приведены в столбце 3 таблицы 3.

По известным значениям коэффициентов влияния точностных параметров K_j (таблица 3, столбец 3) по формуле (8) вычисляем базовые значения точностных параметров Δ^*P_j . Базовые значения точностных параметров приведены в столбце 4 таблицы 3.

Подставив значения K_j из таблицы 3, столбец 3 и базовые значения точностных параметров из таблицы 3, столбец 4 в формулу (7), получим значение $\Delta_{KA}=4 \text{ м}$. Следовательно, базовые значения точностных параметров, приведенные в таблице 3 столбец 4 обеспечивают погрешность привязки снимка, обусловленную параметрами КА, равную $\Delta_{KA}=4 \text{ м}$. Однако из исходных данных известно, что возможности БСУ не могут обеспечить точностному параметру tt значение, равное его базовому значению (базовое значение параметра $tt=2,82 \text{ с}$, а значение параметра, которое может обеспечить существующее БСУ 3 с). Очевидно, что в случае когда точностные параметры КА будут иметь значения, равные их базовым значениям (за исключением параметра tt , которое будет иметь значение 3 с), погрешность привязки снимка будет хуже заданной величины $\Delta_{KA}=4 \text{ м}$.

Таким образом, в данном случае существует ограничение на значения точностных параметров КА со стороны бортовой системы синхронизации времени и для обеспечения заданной погрешности привязки снимка $\Delta_{KA}=4 \text{ м}$ необходимо изменить (уточнить) значения точностных параметров КА таким образом, чтобы при значении точностного параметра $tt=3 \text{ с}$ значение $\Delta_{KA}=4 \text{ м}$.

Второй этап

По базовым значениям точностных параметров КА (таблица 3, столбец 4) и значениям коэффициентов влияния точностных параметров (таблица 3, столбец 3), а также по фиксированному значению параметра $tt=3 \text{ с}$, по формуле (9) вычисляем уточненные значения точностных параметров КА. Уточненные значения точностных параметров приведены в столбце 6 таблицы 3.

Эти уточненные значения точностных параметров удовлетворяют требованию необходимой погрешности привязки изображения $\Delta_{KA}=4 \text{ м}$ и ограничению со стороны бортовой системы синхронизации времени $tt=3 \text{ с}$. Из таблицы 3 видно, что для увеличения значения параметра tt от 2,828 с до 3 с значения всех остальных точностных параметров уменьшились.

Подставив в формулу (3) значение $\Delta_{KA}=4 \text{ м}$ и значение $\Delta_{\text{Рельеф}}=7,39 \text{ м}$, получим значение $\Delta_m=8,4 \text{ м}$, что и соответствует значению погрешности привязки снимка для карты масштаба 1:20 000.

Таким образом, задачу можно считать решенной.

Таблица 3 – Результаты расчета примера

1	2	3	4	5	6
№	Точностной параметр	Коэффициент влияния Параметра, формула (6)	Базовое значение точностного параметра, формула (8)	Фиксированные значения точностного параметра	Уточненные значения точностного параметра формула (9)
1.	R_X	0,491935	2,032789 м	–	2,024301 м
2.	R_Y	1,009455	0,990633 м	–	0,986497 м
3.	R_Z	1,030534	0,970371 м	–	0,966319 м
4.	A_X	476,655	0,002098 рад	–	0,002089 рад
5.	A_Y	1006,976	0,000993 рад	–	0,000989 рад
6.	A_Z	1281,796	0,00078 рад	–	0,000777 рад
7.	FF	12,36932	0,080845 м	–	0,080507 м
8.*	tt	0,353553	2,828427 с	3 с	3 с
9.	ϕ	7,172935	0,139413 рад	–	0,138831 рад
10.	y_0	236,4318	0,00423 м	–	0,004212 м
11.	z_0	236,4318	0,00423 м	–	0,004212 м
12.	yy	236,4318	0,00423 м	–	0,004212 м
13.	zz	236,4318	0,00423 м	–	0,004212 м
14.	dD	236,4318	0,00423 м	–	0,004212 м
15.	ξ_Y	1147,606	0,000871 рад	–	0,000867 рад
16.	ξ_Z	1251,799	0,000799 рад	–	0,000796 рад

* Темным фоном в таблице 3 выделены точностные параметры, имеющие фиксированные значения.

Заключение

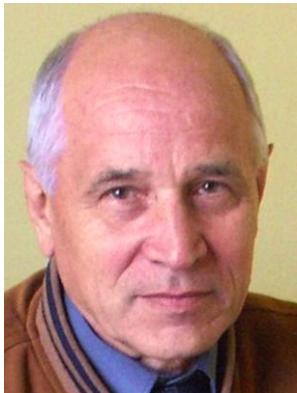
Описанный метод может быть использован для выбора значений точностных параметров КА, снимки с которых должны отвечать требованиям по погрешности привязки, при наличии ограничений со стороны бортовых систем. Данный метод характеризуется малой трудоемкостью, обеспечивает необходимую точность и используется для выбора точностных параметров КА Д33, создаваемых в НПО им. С.А. Лавочкина.

Список литературы

- Бугаевский Л.М. Математическая картография. М.: Златоуст, 1998. С. 4-5.
- Зайдель А.Н. Ошибки измерений физических величин. Л.: Наука, 1974. С. 61.
- Иваньков П.А. Основы геодезии, топографии и картографии. М.: Просвещение, 1972. С. 48-50.
- Тюфлин Ю.С. Космическая фотограмметрия при изучении планет и спутников. М.: Недра, 1986. С. 82-88.



ЛУПЯК
Дмитрий Сергеевич
аспирант,
ОАО «РКК «Энергия»
им С.П. Королева»
E-mail:
d.loupiak@hotmail.com



ЛАКЕЕВ
Василий Николаевич
ОАО «РКК «Энергия»
им С.П. Королева»
E-mail:
vasily.lakeev@rsce.ru

УДК 629.78.015

ИССЛЕДОВАНИЯ ПО СОЗДАНИЮ РАЗГОННОГО БЛОКА С ПОВЫШЕННЫМИ ЭНЕРГОМАССОВЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

Д.С. Лупяк, В.Н. Лакеев

В статье рассматривается возможность создания разгонного блока с многофункциональным углеводородным двигателем 11Д58МФ; проводится обоснование целесообразности его создания, а также исследование рациональных областей применения двигателя в составе других разгонных блоков.

Ключевые слова: разгонный блок; двигательная установка.

RESEARCHES ON DEVELOPMENT OF THE UPPER STAGE WITH IMPROVED ENERGY AND MASS PARAMETERS D.S. Loupiak, V.N. Lakeev

The article deals with the possibility of development of the upper stage with versatile hydrocarbon engine 11D58MF; expedience of its development and analysis of the engine's efficient application on other upper stages are given.

Key words: upper stage; propulsion system.

Введение

В настоящее время рынок космических пусковых услуг характеризуется высокой динамикой в секторе доставки космических аппаратов на высокоэнергетические околоземные орбиты: геостационарные (ГСО), геопереходные (ГПО), высокоэллиптические (ВЭО) и высокие круговые орбиты с периодом обращения до 12-24 часов. Эти орбиты являются актуальными для запусков телекоммуникационных и навигационных космических аппаратов, а также аппаратов для дистанционного зондирования Земли.

Кроме того, в последние годы вновь становятся вос требованными отлёгные траектории, по которым в первые десятилетия космической эры уходили от Земли автоматические межпланетные станции и космические зонды для исследования Солнечной системы.

Значительная часть функционирующих на этих орбитах КА выведена разгонными блоками типа ДМ – надежными средствами межорбитальной транспортировки, созданными в РКК «Энергия» им. С.П. Королёва и применяемыми совместно с трехступенчатой ракетой-носителем (РН) тяжелого класса «Протон-М»

(«Протон-К») и двухступенчатой РН среднего класса «Зенит-2S» в составе комплекса «Морской старт».

РКК «Энергия» провела анализ возможных направлений совершенствования энергомассовых характеристик кислородно-углеводородных разгонных блоков типа ДМ.

1 Особенности разгонного блока типа ДМ и направления его совершенствования

Уникальные возможности разгонных блоков типа ДМ, обеспечившие им широкое применение в течение многих лет, были предопределены их «лунным» происхождением - от ракетного блока Д комплекса Н1-Л3 (Семенов Ю.П., 1966).

Технические решения, которые закладывались при создании каждого элемента пилотируемого космического комплекса для высадки человека на Луну, предусматривали значительные резервы по всем их характеристикам, что диктовалось требованиями обеспечения максимальной безопасности экипажа при многосуюточном космическом полете. Именно эти резервы, в сочетании с внедрением новых технологий,

позволили повышать энергетические возможности разгонного блока (РБ) без снижения его надежности при реализации более коротких по времени полета программ выведения и с меньшим количеством включений маршевого двигателя.

Длительный срок службы, востребованность блоков типа ДМ в настоящее время и прогноз востребованности использования в ближайшей перспективе обусловлены их высокими массовоэнергетическими характеристиками, большими функциональными возможностями и эксплуатационными особенностями, в том числе:

- использованием экологически чистых компонентов топлива;
- возможностью многократного включения маршевого двигателя в полете в условиях невесомости и длительного времени пребывания в космосе;
- оптимальной тяговооруженностью орбитального блока, обеспечивающей минимальное время доставки КА на целевые орбиты;
- высокой точностью выведения КА на заданные орбиты;
- возможностью передачи телеметрической информации на Землю в течение всего полета, в том числе через спутник-ретранслятор при нахождении вне зоны видимости наземных станций приема;
- высокой надежностью, реально подтвержденной большим количеством успешных пусков.

Однако более чем 40-летний срок давности создания родоначальника блоков типа ДМ (блока Д комплекса Н1-Л3) приводит к снижению конкурентоспособности этих блоков по отношению к РБ, созданным в более поздние сроки с учетом значительных научных, технологических, производственных и экспериментальных возможностей, достигнутых за это время.

Анализ возможных направлений совершенствования энергомассовых характеристик перспективных кислородно-углеводородных разгонных блоков, проведенный в РКК «Энергия», показал, что может быть достигнуто значительное повышение эффективности РБ за счет реализации комплекса мероприятий, связанных с использованием следующих современных технологий и решений:

- применением на РБ перспективного многофункционального кислородно-углеводородного двигателя вместо используемого в настоящее время маршевого двигателя-прототипа и вспомогательных двигательных установок (ДУ) стабилизации, ориентации и обеспечения запуска;
- упрощением пневмогидравлической системы и систем ТМИ РБ, что возможно с учетом многолетнего опыта эксплуатации блоков ДМ;

– использованием в пневмогидравлической системе современной (более легкой) арматуры;

– использованием в РБ перспективных высококалорийных нетоксичных углеводородных горючих, обеспечивающих дополнительный прирост удельного импульса тяги маршевого двигателя РБ на $7 \div 11 \text{ кгс}\cdot\text{с}/\text{кг}$;

– совершенствованием силовой схемы и компоновки РБ;

– применением системы управления РБ, созданной на современной элементной базе, а также усовершенствованием для неё системы обеспечения теплового режима (в том числе — за счет использования основного горючего маршевого ДУ в качестве теплоносителя и теплоаккумулятора).

По предварительным оценкам, из перечисленных выше мероприятий наибольшая доля ожидаемого прироста выводимой массы полезной нагрузки обеспечивается за счет применения перспективного многофункционального двигателя, упрощения пневмогидросхемы (в том числе за счет особенностей многофункционального двигателя), а также за счет использования в пневмогидросхеме современной арматуры.

Быстрая окупаемость затраченных материальных средств на опытно-конструкторскую разработку перспективного многофункционального двигателя может быть достигнута в случае его создания с параметрами, оптимальными для использования в составе разгонных блоков для всех эксплуатируемых и создаваемых в нашей стране ракет-носителей тяжелого и среднего классов, в том числе: РН «Протон-М», РН «Ангара-А5», РН «Ангара-А3», РН «Зенит-2С», РН «Русь» (Уманский С.П., 2001).

2 Обоснование целесообразности создания перспективного кислородно-углеводородного разгонного блока с повышенными массовоэнергетическими характеристиками

Как показывает практика, достигнутое техническое совершенство средств выведения, опирающееся на научно-технический, технологический и производственный прогресс, длительное время поддерживается на постоянном уровне. При этом удельные технико-экономические показатели достаточно высоки и также имеют тенденцию к постоянству во времени. В частности, на рынке космических услуг по обеспечению запусков космических аппаратов на целевые орбиты удельные стоимости выведения единичной массы полезной нагрузки (ПН) на геостационарные и геопереходные орбиты составляют, соответственно, 30 тыс. и 15 тыс. долларов США/кг.

При таких значениях величин удельных технико-экономических показателей даже при больших материальных затратах на совершенствование разгонных

блоков в обеспечение повышения их массово-энергетических возможностей последние могут окунуться в короткие сроки с повышением в дальнейшем их коммерческой эффективности. В частности, замена на блоке 11С861-03 маршевого двигателя и двигательной установки стабилизации, ориентации и запуска на новый многофункциональный двигатель 11Д58МФ при использовании блока в составе РКН тяжелого класса позволит увеличить выводимую на ГСО массу ПН даже без использования высококалорийных синтетических горючих на ~ 550 кг, что эквивалентно повышению экономической эффективности РКН с таким блоком на 16.5 млн. долларов США при каждом пуске.

Другим важным фактором обоснования целесообразности создания перспективного кислородно-углеводородного РБ является тот факт, что в ряде случаев без него (пока не будет создан дорогостоящий и более сложный кислородно-водородный РБ) не выполняются задачи выведения ряда космических аппаратов, предусмотренных государственными программами, особенно при прекращении использования РН типа «Протон» и переводе пусков тяжёлых КА с Байконура в Плесецк.

В частности, в силу высокой токсичности компонентов топлива РН «Протон-М» вопрос о прекращении её эксплуатации и замене ракетой-носителем, использующим экологически чистые компоненты топлива, может быть поставлен на повестку дня в любые, самые неожиданные сроки. Наиболее вероятной альтернативой, обеспечивающей в этом случае выполнение программ выведения тяжёлых автоматических КА на целевые орбиты, запланированных на использование РН «Протон-М» (пуски с Байконура), является РН «Ангара-А5» (пуски с Плесецка).

3 Выбор тяги маршевого двигателя

Определение рациональной величины тяги маршевого двигателя кислородно-углеводородных РБ тяжёлого и лёгкого класса (типа ДМ и Л соответственно) проводилось путём анализа целевой эффективности (массы полезной нагрузки на целевой орбите).

Анализ проводился применительно к решению транспортных задач РКК тяжелого, среднего и легкого классов, в составе которых используется или предполагается использовать кислородно-углеводородный РБ с двигателем 11Д58М. В анализе учитывалось влияние тяги маршевого двигателя РБ на гравитационные потери скорости на активных участках полёта РБ, на массу самого двигателя, а также на массу системы топливоподачи РБ.

Массы двигателя и топливной системы в зависимости от величины тяги двигателя определялись по упрощенным математическим моделям, построенным

на основе имеющихся статистических данных. Масса двигателя при прочих равных условиях принималась пропорциональной квадратному из величины тяги, а масса топливной системы – квадратному.

Удельный импульс тяги маршевого двигателя принимался независящим от величины его тяги. На самом деле, при сохранении габаритов двигателя, определяемых общей компоновкой РБ, изменение его размерности позволяет изменить геометрическую степень расширения сопла и, следовательно, влияет на величину удельного импульса тяги. В частности, понижение номинала тяги двигателя по сравнению с тягой двигателя 11Д58М (8,5 тс) позволит получить дополнительный прирост выводимой РБ массы полезного груза за счёт повышения степени расширения и соответствующего повышения удельного импульса тяги двигателя. Неучёт этого фактора приводит к некоторому небольшому завышению определяемой при анализе величины оптимальной тяги маршевого двигателя для рассматриваемых РБ. Необходимые уточнения результатов анализа целесообразно провести на дальнейших стадиях разработки перспективного ЖРД для кислородно-углеводородных РБ.

На рисунках 1÷4 приведены зависимости массы полезных нагрузок $M_{КА}$ (кг) на целевых орбитах от величины тяги Р (кгс) маршевого двигателя РБ соответственно для РКН «Протон-М», «Зенит-3SL», «Ангара-А5» и «Союз-2 этап 1б». В качестве целевой орбиты для РКН «Зенит-3SL» принималась геопереходная орбита ($H_\pi = 750$ км, $H_\alpha = 35636$ км, $i = 0^\circ$), для остальных – ГСО.

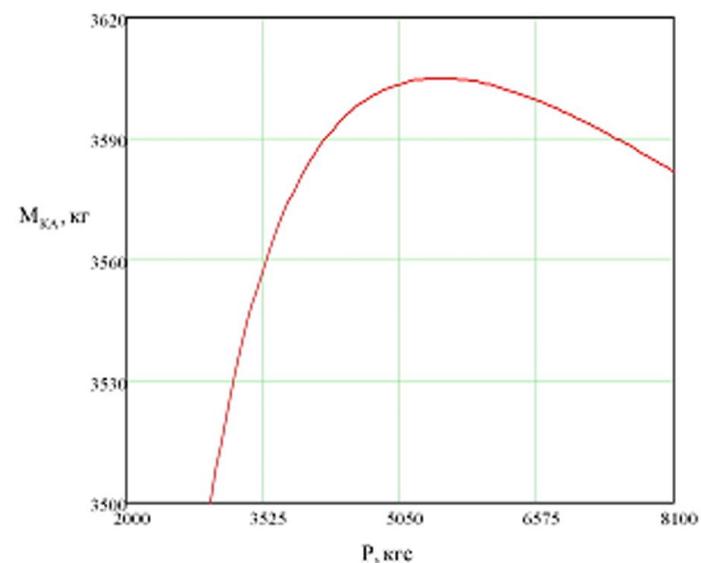


Рисунок 1. Зависимость полезной нагрузки $M_{КА}$ (кг) на целевой орбите от тяги Р (кгс) для РКН «Протон-М»

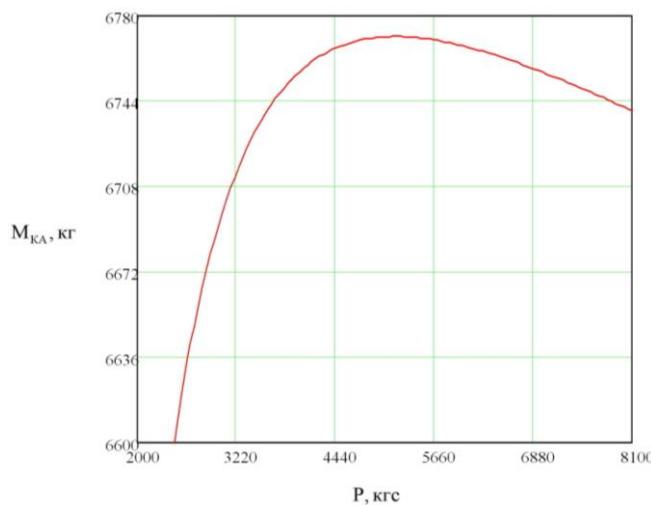


Рисунок 2. Зависимость полезной нагрузки M_{KA} (кг) на целевой орбите от тяги P (кгс) для РКН «Зенит-3СЛ»

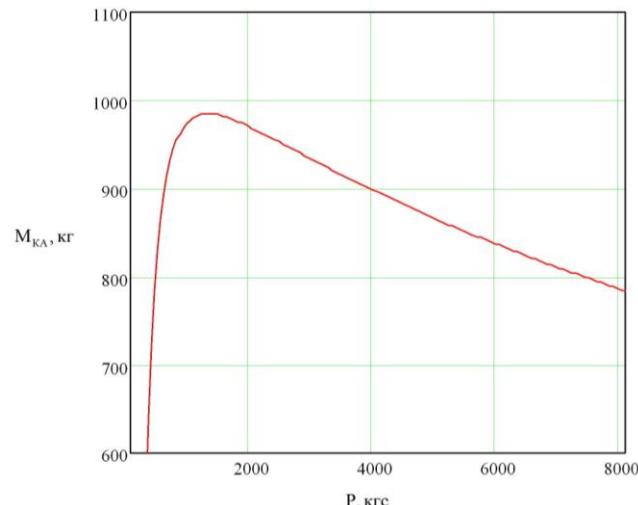


Рисунок 4. Зависимость полезной нагрузки M_{KA} (кг) на целевой орбите от тяги P (кгс) для РКН «Союз-2 этап 1б»

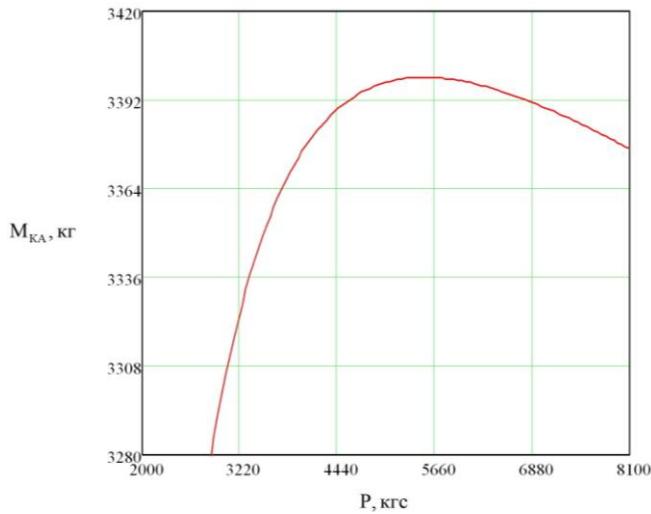


Рисунок 3. Зависимость полезной нагрузки M_{KA} (кг) на целевой орбите от тяги P (кгс) для РКН «Ангара-А5»

Анализ результатов расчётов показал, что для РБ тяжелого класса типа ДМ в составе РКН «Протон-М», «Зенит-3СЛ» и «Ангара-5» рациональной (практически совпадающей с оптимальной по критерию целевой эффективности) является тяга ~ 5 тс.

Для модернизированного блока легкого класса типа Л (РБ типа ЛМ) в составе РКН «Союз-2 этап I б» теоретически рациональной является тяга двигателя РБ ~ 2 тс. Создание кислородно-углеводородного маршевого двигателя такой малой тяги будет сопряжено со значительными техническими трудностями, которые ведут к высокому уровню температуры окислительно-го турбогаза из-за низких к.п.д. ТНА, повышенным температурам турбины и газовода. В связи с этим для лёгкого РБ типа блока Л рациональным является уровень тяги от 3 до 5 тс.

Интересно отметить, что в разрабатываемом КБ им. академика В.П. Макеева коммерческом проекте «Воздушный старт» предполагается создание трёхступенчатой кислородно-углеводородной РКН лёгкого класса, в которой в качестве маршевого ЖРД для третьей ступени с повторным запуском (имеющей примерно такой же запас топлива, как блок Л) оптимальным оказалось применение двигателя тягой 3-5 тс, имеющего предельно высокий удельный импульс тяги.

Заключение

Результаты анализа позволяют сделать вывод, что для всего ряда кислородно-углеводородных РБ, используемых в составе РКН «Протон-М», «Зенит-3СЛ», «Ангара-5» и «Союз-2 этап 1б», целесообразно разработать единый перспективный маршевый ЖРД с тягой 5000 кгс.

Список литературы

Семенов Ю.П. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П.Королева, 1996. 670 с.

Уманский С.П. / Под ред. Ю.Н. Коптева. Ракеты-носители. Космодромы. М.: Рестарт+, 2001. 216 с.

УДК 629.78:621.368

НОВЫЙ ЭТАП РАЗВИТИЯ АБЛЯЦИОННЫХ ИМПУЛЬСНЫХ ПЛАЗМЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В НИИ ПМЭ

АНТРОПОВ Николай Николаевич*, кандидат технических наук,

БОГАТЬЙ Александр Владимирович*,

ДЬЯКОНОВ Григорий Александрович*, кандидат технических наук

ЛЮБИНСКАЯ Наталья Валентиновна*

ПОПОВ Гарри Алексеевич*,

академик РАН, профессор, доктор технических наук, E-mail: riame@sokol.ru

СЕМЕНИХИН Сергей Анатольевич*, кандидат технических наук

ТЮТИН Валерий Константинович*, кандидат технических наук

ХРУСТАЛЁВ Михаил Михайлович*, профессор, доктор физико-математических наук

ЯКОВЛЕВ Владимир Николаевич*

В статье приведен обзор работ НИИ прикладной механики и электродинамики (НИИ ПМЭ) по аблационным импульсным плазменным двигателям (АИПД). Рассмотрены основные особенности ряда двигателей нового поколения, созданных в НИИ ПМЭ в 2000-е гг., а также критерии оптимизации АИПД, предназначенных для использования в составе корректирующих двигательных установок малых космических аппаратов, таких, как МКА-ФКИ, разработанного в НПО им. С.А. Лавочкина, и «Союз-Сат-О», разработанного в НИИ космических систем им. А.А. Максимова и ПО «Полет».

Ключевые слова: аблационный импульсный плазменный двигатель (АИПД); малый космический аппарат (МКА).

THE NEW STAGE OF ABLATIVE PULSED PLASMA THRUSTER DEVELOPMENT AT RIAME
N.N. Antropov, A.V. Bogatiy, G.A. Dyakonov, N.V. Lyubinskaya, G.A. Popov, S.A. Semenikhin, V.K. Tyutin, M.M. Khrustalev, V.N. Yakovlev

The article presents overview of the Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics (RIAME) activities regarding the ablative pulsed plasma thrusters (APPT). Main features of some next generation thrusters, developed by RIAME in 2000s, were considered as well as the optimization criteria of the APPT, intended for the use in correction propulsion systems of small spacecraft, like MKA-FKI developed by the Lavochkin Association and «Soyuz-Sat-O» developed by the Maksimov Space System Research Institute and «Polyot» Production Corporation.

Key words: ablative pulsed plasma thruster (APPT); small spacecraft (SSC).

Введение

В наших работах, опубликованных в 2006-2008 гг. (Андропов Н.Н. и др., 2008; Попов Г. А. et al., 2006), исследования аблационных импульсных плазменных двигателей (АИПД) в нашей стране и за рубежом исторически были разбиты на два этапа.

На первом этапе были предложены основные схемы АИПД и проведены первые летные эксперименты.

14 декабря 1964 г. на автоматической межпланетной станции «Зонд-2» в качестве исполнительных органов систем ориентации впервые были применены электрические ракетные двигатели (ЭРД), а

именно аблационные импульсные плазменные двигатели с электротермическим ускорением плазмы, созданные в ИАЭ им. И.В. Курчатова (Пец Л.А. и др., 2005). В 1968 г. на борту американского спутника LES-6 успешно работал созданный в США АИПД с электродинамическим ускорением плазмы (Vondra R. Et al., 1970). В обоих случаях в качестве плазмообразующего вещества использовался фторопласт-4 (тефлон). Успешные летные испытания первых АИПД способствовали дальнейшему развитию работ в этой области. Были проведены исследования и получены результаты, свидетельствовавшие о целесо-

* НИИ прикладной механики и электродинамики, Россия, г. Москва, E-mail: riame3@sokol.ru

образности практического применения двигательных установок данного типа.

Второй этап развития АИПД начинается с 90-х годов и связан с появлением нового направления космической техники – малых космических аппаратов (МКА). Появление первых МКА поставило на повестку дня разработку и создание простых и дешевых высокоеффективных плазменных двигателей, способных функционировать и управлять движением космических аппаратов при потребляемой мощности 100 Вт и меньше. Наиболее простым и дешевым двигателем такого класса являлся АИПД, уникальной особенностью которого является отсутствие зависимости удельных характеристик двигателя, таких как удельный импульс тяги и тяговая эффективность, от потребляемой мощности. Данное обстоятельство предопределило возрождение интереса к двигателю.

Начиная с 1990-х годов работы по АИПД были возобновлены в России в НИИ ПМЭ. К началу 2000-х годов в НИИ ПМЭ были созданы и исследованы лабораторные образцы АИПД нового поколения, отличающиеся существенно повышенными удельными характеристиками. В результате теоретических и экспериментальных исследований была выбрана оптимальная для практического применения принципиальная схема двигателя – рельсотрон с боковой подачей рабочего тела (*Rudikov A. et al., 1993*).

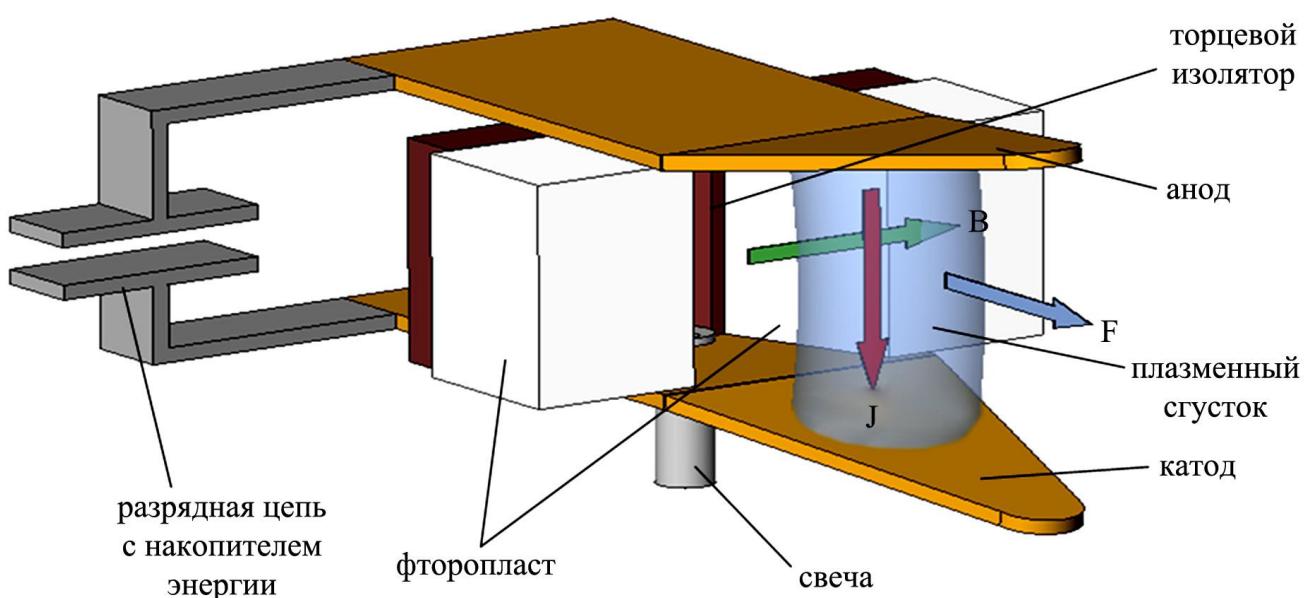
В настоящее время можно говорить о начале нового этапа в развитии АИПД в России – этапа разработки и

летных испытаний двигательных установок, предназначенных для выполнения конкретных задач на перспективных космических аппаратах. К 2011 г. в НИИПМЭ создан ряд таких электроракетных двигательных установок (ЭРДУ), часть из которых уже успешно прошла полный объем наземной экспериментальной отработки (квалификационные испытания).

1 Основные особенности АИПД нового поколения

Принципиальная схема АИПД рельсовой геометрии с боковой подачей плазмообразующего вещества (рабочего тела) представлена на рисунке 1. В простейшем варианте двигатель содержит: конденсаторную батарею, выполняющую функцию накопителя энергии; электроды; торцевой изолятор; фторопластовые шашки рабочего тела и высоковольтную свечу инициирования разряда. Поверхности электродов, торцевого изолятора и рабочие поверхности шашек образуют ускорительный (разрядный) канал двигателя.

Разряд и импульсное ускорение плазмы в АИПД происходит следующим образом. От источника электроэнергии заряжается накопитель энергии, электрически связанный с электродами двигателя. Инициатором разряда является искровой разряд в свече. При этом в разрядном канале появляется некоторое количество зарженных частиц, после чего происходит пробой между электродами разрядного канала. Начинается импульсный разряд конденсаторной батареи продолжительностью от 3 до 15 мкс. Вначале на



J – ток разряда; **B** – поперечное собственное магнитное поле;
F – объемная электромагнитная сила.

Рисунок 1. Принципиальная схема АИПД рельсовой геометрии с боковой подачей плазмообразующего вещества (фторопласта)

поверхностях изоляторов, а затем во всем объеме разрядного канала появляется разрядный ток, который вызывает дальнейший нагрев и излучение плазмы. Связанный с излучением тепловой поток попадает на поверхность шашек рабочего тела. Под действием излучения шашки аблируют, а продукты абляции фторопласта диссоциируют, ионизуются и поступают в разряд. Разрядный ток создает в ускорительном канале магнитное поле, основная компонента которого B_z направлена вдоль поперечной оси z . Эта компонента, взаимодействуя с разрядным током j_y , создает объемную электромагнитную силу $f_x = j_y \cdot x \cdot B_z$, направленную вдоль оси потока. Образующаяся плазма ускоряется электромагнитной силой до скорости $V = (20\dots30)$ км/с. В конце разряда, когда разрядный ток значительно уменьшается, более существенный вклад в ускорение плазмы вносят газодинамические силы с характерной скоростью истечения $3\dots5$ км/с.

Основные закономерности импульсного ускорения плазмы проявляются уже в простейшем, так называемом электродинамическом приближении. В электродинамическом приближении плазменный двигатель (ускоритель) моделируется эквивалентной разрядной цепью с подвижным проводником, принципиальная схема которой представлена на рисунке 2. Цепь имеет постоянные электрическую емкость C и сопротивление R . Индуктивность цепи L имеет постоянную Lo (начальная индуктивность) и переменную $\Delta L = b \cdot x$ (b [Гн/м] – погонная индуктивность электродов) составляющие. Масса m подвижного участка цепи, моделирующего плазменный сгусток, в первом приближении принимается постоянной, а омическое сопротивление – существенно меньшим индуктивного $R \ll \omega L$. Основные закономерности электродинамического ускорения плазмы были теоретически и экспериментально исследованы еще в 1957 г. Л.А. Арцимовичем и др. (Арцимович Л.А. и др., 1974).

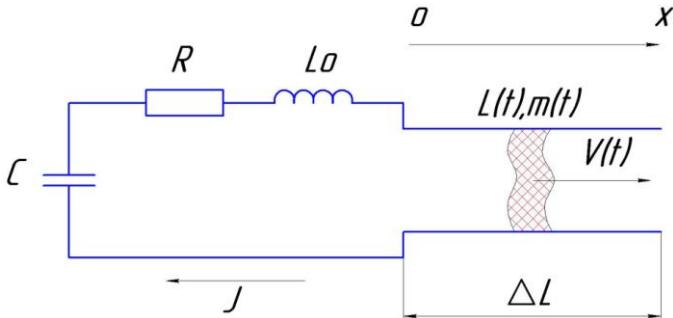


Рисунок 2. Принципиальная электрическая схема эквивалентной разрядной цепи АИПД

Ускорение подвижного проводника в разрядной цепи, представленной на рисунке 2, описывается следующей системой дифференциальных уравнений (Арцимович Л.А. и др., 1974; Колесников П.М., 1971)

$$m \cdot \frac{d^2 x}{dt^2} = \frac{1}{2} \cdot J^2 \cdot \frac{dL}{dx}; \quad (1)$$

$$J = -C \cdot \frac{dU}{dt}; \quad (2)$$

$$U = \frac{d(LJ)}{dt}; \quad (3)$$

$$L = Lo + b \cdot x \quad (4)$$

при начальных условиях

$$U(0) = U_0; \quad J(0) = 0; \quad x(0) = 0; \quad \frac{dx}{dt}(0) = 0.$$

Здесь J – разрядный ток, U – напряжение.

В безразмерных переменных $y = \frac{\Delta L}{Lo} = \frac{b \cdot x}{Lo}$;

$\varphi = \frac{U}{U_0}$; $\tau = \frac{t}{\sqrt{Lo \cdot C}}$ система (1)...(4) сводится к

системе из двух уравнений

$$\frac{d^2 y}{d\tau^2} = q \cdot \left(\frac{d\varphi}{d\tau} \right)^2; \quad (5)$$

$$\varphi = -\frac{d}{d\tau} \left[(1 + y) \frac{d\varphi}{d\tau} \right] \quad (6)$$

при начальных условиях

$$y(0) = 0; \quad \frac{dy}{d\tau}(0) = 0; \quad \varphi(0) = 1; \quad \frac{d\varphi}{d\tau}(0) = 0.$$

Решение системы определяется безразмерным параметром q , часто называемым параметром Арцимовича

$$q = \frac{b^2 \cdot C^2 \cdot U_0^2}{2 \cdot m \cdot Lo}.$$

Физический смысл параметра Арцимовича следующий – это отношение характерной величины объемной электромагнитной силы к характерной величине силы инерции ускоряемого сгустка плазмы.

Результаты численного решения уравнений (5)-(6), заимствованные из работы (Колесников П.М., 1971), приведены на рисунках 3 и 4.

Можно показать, что электродинамический КПД η , определяющий теоретическую эффективность ускорения плазмы в системе уравнений (1)...(4), выражается, если перейти к безразмерным переменным, формулой

$$\eta = \frac{mV^2}{CU_0^2} = \frac{1}{2q} \left(\frac{dy}{d\tau} \right)^2.$$

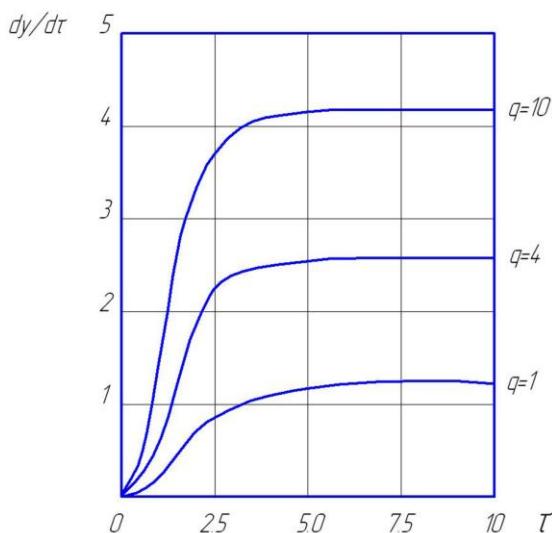
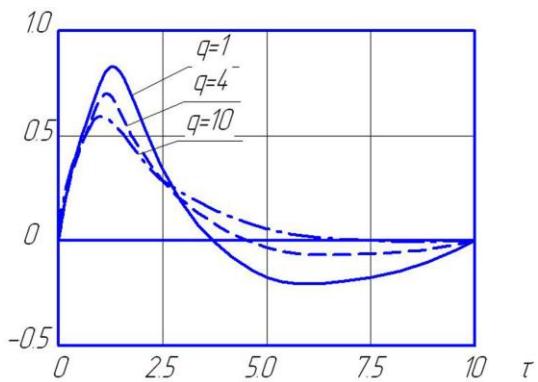


Рисунок 3. Расчетные зависимости скорости dy/dt плазменного сгустка от времени



Соответствующая зависимость электродинамического КПД от параметра Арцимовича представлена на рисунке 5.

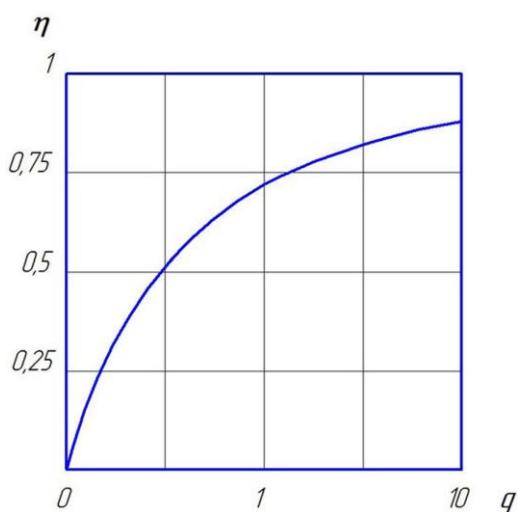


Рисунок 5. Зависимость электродинамического КПД η от параметра q

Из кривой, представленной на рисунке 5, следует, что электродинамический КПД импульсного плазменного двигателя η полностью определяется параметром q и может быть достаточно высоким. Внешним признаком двигателя, работающего с высоким электродинамическим КПД, является апериодическая или квазипериодическая (с малой амплитудой второго полупериода) осциллограмма разрядного тока, как это показано на рисунке 4.

Особенностью аблационного двигателя является то, что разряд в ускорительном канале одновременно выполняет функции дозирования плазмообразующего вещества и ускорения плазмы. При этом, как было экспериментально показано еще на первом этапе развития АИПД, интегральный расход рабочего тела за импульс пропорционален энергии разряда W (Дмитриенко Б. И. и др., 1973)

$$m \sim k \cdot W = k \cdot \frac{C \cdot U_o^2}{2},$$

где k – коэффициент пропорциональности, зависящий от конструкции двигателя и режима его работы, в частности от размеров и геометрии разрядного канала, типа разряда (осциллограммы разрядного тока) и температуры рабочих поверхностей. Поэтому для АИПД параметр Арцимовича выражается следующей формулой

$$q \sim \frac{b^2 \cdot C^2 \cdot U_o^2}{2 \cdot k \cdot \frac{C \cdot U_o^2}{2} \cdot L_o} = \frac{b^2}{k} \cdot \left(\frac{C}{L_o} \right).$$

Таким образом, электродинамический КПД АИПД в значительной степени определяется отношением емкости конденсаторной батареи к начальной индуктивности разрядной цепи. Определение значений отношения C/L_o , обеспечивающих высокие удельные характеристики двигателя, требует длительных экспериментальных исследований. Конкретные величины C/L_o защищены принадлежащим НИИ ПМЭ патентом (Патент РФ № 2253953, 2005).

Однако высокий электродинамический КПД является необходимым, но далеко не достаточным условием получения высоких удельных характеристик. Причиной является упомянутая двойная функция разряда в ускорительном канале – одновременное и самосогласованное дозирование и ускорение рабочего тела. На рисунке 6 представлены временные зависимости ввода в разрядный канал мощности (пропорциональна квадрату разрядного тока J^2) и массы m плазмообразующего вещества, полученные в НИИ ПМЭ в результате пьезозондовых измерений на одном из лабораторных образцов АИПД.

Как показывает зависимость $J^2(t)$, разряд носит квазипериодический характер, что свидетельствует о

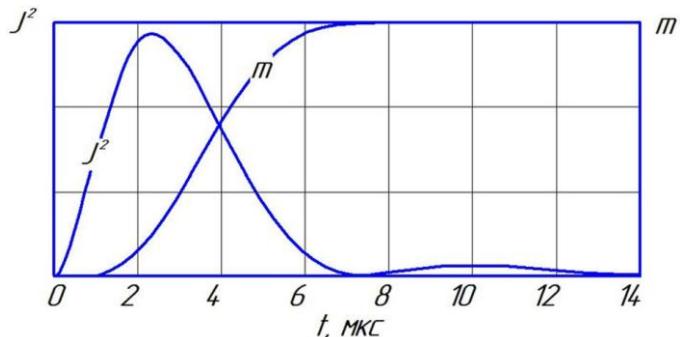


Рисунок 6. Динамика ввода мощности разряда J^2 и массы m плазмообразующего вещества в разрядный канал АИПД

работе двигателя с высоким электродинамическим КПД. Тем не менее наблюдается существенное временное рассогласование ввода энергии и массы в ускорительный канал. Значительная часть массы плазмообразующего вещества поступает в канал уже после того, как разряд практически завершился. Эта часть плазменного потока ускоряется только до тепловых скоростей, что приводит к снижению удельного импульса и тяговой эффективности двигателя.

Из этого следует, что высокоеэффективные АИПД нового поколения, несмотря на схемную и конструктивную простоту и дешевизну, требуют, как правило, длительной и дорогостоящей экспериментальной доводки. При этом, в зависимости от заданных критериев оптимизации, находится необходимый компромисс между электродинамическим КПД, согласованием ввода энергии и массы в разрядный канал и другими характеристиками двигателя.

2 Критерии оптимизации АИПД, предназначенные для использования в составе корректирующих двигательных установок малых космических аппаратов

Основными внешними характеристиками двигателя, подлежащими определению на экспериментальном стенде, являются средняя тяга

$$F = p \cdot f,$$

потребляемая мощность

$$N = W \cdot f$$

и расход массы за импульс m , определяемый весовым методом. Здесь p [Н·с] – единичный импульс тяги; f [Гц] – частота импульсов.

Техническое совершенство двигателя характеризуют его удельные параметры:

а) тяговая эффективность (не следует путать тяговую эффективность η_t с тепловым и электродинамическим КПД, которые, как правило, значительно выше, чем η_t)

$$\eta_t = \frac{p^2}{2 \cdot m \cdot W};$$

б) удельный импульс, равный среднемассовой скорости истечения плазмы

$$J_{sp} = p / m;$$

в) цена тяги

$$C_t = N / F.$$

На предыдущем этапе развития АИПД наибольшее внимание уделялось повышению его удельных характеристик, в частности тяговой эффективности. Было показано, что в высокоэффективном двигателе нового поколения при энергии разряда более 100 Дж значения тяговой эффективности могут достигать 25...30 % (Антропов Н.Н. и др., 2008; Popov G. A. et al., 2006). Таким образом, в диапазоне потребляемой мощности до 200 Вт АИПД нового поколения вполне конкурентоспособны по своим удельным характеристикам со стационарными ЭРД.

Однако не все удельные характеристики ЭРД, отражая их техническое совершенство, одинаково важны для разработки двигательных установок реальных космических аппаратов. Поэтому на новом этапе развития АИПД – этапе практического применения – потребовалась выработка соответствующих критериев оптимизации.

Выполнение электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) своей целевой функции определяется, в первую очередь, характеристической скоростью V_x , которую она сообщает космическому аппарату массой M_{KA} . В свою очередь, характеристическая скорость определяет суммарный импульс тяги двигательной установки P_Σ (КА считается телом постоянной массы, так как запас рабочего тела ЭРДУ M_{PT} , как правило, существенно меньше M_{KA})

$$P_\Sigma = M_{KA} \cdot V_x.$$

Таким образом, важнейшей характеристикой ЭРДУ является суммарный импульс тяги, определяемый удельным импульсом АИПД и запасом рабочего тела

$$P_\Sigma = M_{PT} \cdot J_{sp}.$$

Получение заданного суммарного импульса тяги ЭРДУ достигается в равной мере повышением удельного импульса тяги и увеличением запаса рабочего тела. Последнее требует максимального увеличения поперечного сечения шашек рабочего тела, которое оказывается, как правило, выше оптимального для получения максимально высоких удельных характеристик. Поэтому удельные характеристики летных двигателей обычно заметно ниже, чем характеристики их лабораторных аналогов. Такова плата за максимально высокий суммарный импульс тяги.

Второй по важности для разработчиков КА характеристикой ЭРДУ является ее полная масса $M_{ЭРДУ}$. Масса ЭРДУ зависит от:

- массы и размерности шашек рабочего тела, т.е. от заданного суммарного импульса;

- удельной массы конденсаторов;
- массы и степени резервирования электронных блоков системы питания и управления.

Таким образом, важнейшей удельной характеристикой, показывающей совершенство ЭРДУ, является эффективный удельный импульс тяги J_{spe} [Н·с/кг], равный отношению суммарного импульса тяги ЭРДУ к её полной массе, включая запас рабочего тела

$$J_{spe} = P_{\Sigma} / M_{ЭРДУ}.$$

Абсолютные величины тяги, потребляемой мощности и, соответственно, цена тяги имеют для ЭРДУ на основе АИПД значительно меньшее значение. В частности, недостаток мощности на борту МКА можно компенсировать снижением частоты импульсов и, следовательно, увеличением времени работы двигателя. Энергия разряда при этом остается той же, соответственно, остаются неизменными все удельные характеристики двигателя. Недостаток тяги также компенсируется увеличением времени работы двигателя.

3 Летные и экспериментальные образцы ЭРДУ на основе АИПД, разработанные в НИИ ПМЭ

В настоящее время в НИИ ПМЭ разработан ряд ЭРДУ с энергией разряда от 8 Дж до 155 Дж (ЭРДУ АИПД-95 разработана совместно с НИИЭМ). Основные характеристики двигательных установок представлены в таблице 1 (потребляемая мощность указана полная, с учетом потерь в блоке питания и управления). Внешний вид одной из ЭРДУ, прошедшей

полный объем наземной экспериментальной отработки, показан на рисунке 7. Все двигательные установки предназначены для коррекции и поддержания орбиты низкоорбитальных МКА.

Все представленные в таблице 1 ЭРДУ разработаны на основе АИПД нового поколения и имеют следующие общие особенности:

- ЭРДУ имеют аналогичные схемные решения и геометрически подобные разрядные каналы;
- ЭРДУ имеют близкие по характеристикам отечественные или импортные силовые конденсаторы и другую элементную базу;
- в состав всех ЭРДУ входят АИПД с запасом рабочего тела и блок системы питания и управления (БПУ), выполненные в виде единого моноблока;
- ЭРДУ электрически связаны с бортовой кабельной сетью МКА низковольтными цепями питания, управления и телеметрии. Преобразование низкого напряжения в высокое и формирование импульсов управления заданной частоты осуществляется входящим в состав ЭРДУ блоком питания и управления;
- надежность ЭРДУ обеспечивается резервированием всех разрядных цепей и цепей питания и управления (кроме микро-АИПД типа АИПД-8 и АИПД-120);
- ресурс ЭРДУ определяется техническим заданием разработчиков МКА и составляет от 3 до 7 лет.

Таблица 1 – Характеристики ЭРДУ на основе АИПД, разработанных в НИИ ПМЭ

Тип ЭРДУ	АИПД-8	АИПД-120	АИПД-45-2	АИПД-155	АИПД-95
Состояние отработки	Лабораторный образец	Прототип летного образца	Летный образец	Летный образец	Лабораторный образец
Назначение	Технологический наноспутник типа ТНС РКС (Смирнов К.Ю. и др., 2009)	Микроспутник массой до 100 кг	МКА-ФКИ ПН-2 НПОЛ	Микроспутник «Союз-Сат-О» НИИ КС; ПО «Полет»	УКП-250 ВНИИЭМ; НИИЭМ (Макриденко Л. и др., 2011)
Энергия разряда, Дж	8	20	55	88	155
Потребляемая мощность, Вт	10...20	60	75...150	70...140	170
Число импульсов (ресурс)	$5,5 \cdot 10^6$	$2 \cdot 10^6$	$1,67 \cdot 10^7$	$2,0 \cdot 10^7$	$1,5 \cdot 10^7$
Удельный импульс тяги, м/с	5200	7160	11000	13200	16000
Средняя тяга, мН	0,11...0,22	0,9	1,44...2,9	1,4...2,8	3,5
Суммарный импульс тяги, кН·с	0,6	0,7	20	30	52
Полная масса ЭРДУ, кг	2,0	3,0	10,5	14	20
Тяга / масса ЭРДУ, мкН/кг	110	300	274	200	175
Эффективный удельный импульс тяги, Н·с/кг	300	233	1900	2140	2600

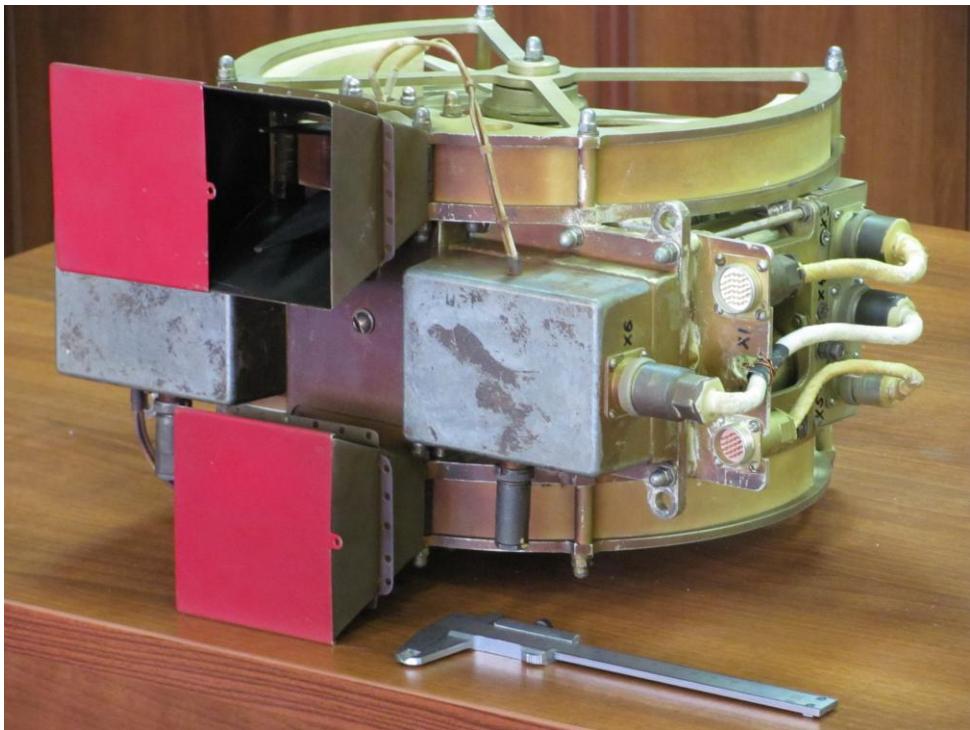


Рисунок 7. Внешний вид ЭРДУ АИПД-45-2

В настоящее время наиболее отработаны ЭРДУ АИПД-45-2 и АИПД-155 (по состоянию на 2011 г. они прошли полный объем наземной экспериментальной отработки и находятся в стадии приемо-сдаточных испытаний летных образцов). ЭРДУ АИПД-45-2 предназначена для поддержания и коррекции орбиты малого космического аппарата научного назначения МКА-ФКИ ПН-2 (Voronov S.A., 2010), разработанного в НПО им. С. А. Лавочкина (рисунок 8), а ЭРДУ АИПД-155 –

для поддержания и коррекции орбиты микроспутника ДЗЗ «Союз-Сат-О» (Меньшиков В.А., 2009), разработанного НИИ космических систем имени А.А. Максимова и ПО «Полет» (рисунок 9). ЭРДУ АИПД-155 имеет существенно увеличенный, по сравнению с АИПД-45-2, суммарный импульс тяги, так как рассчитана на выполнение дополнительной задачи – увода МКА с орбиты по окончании его срока активного существования.

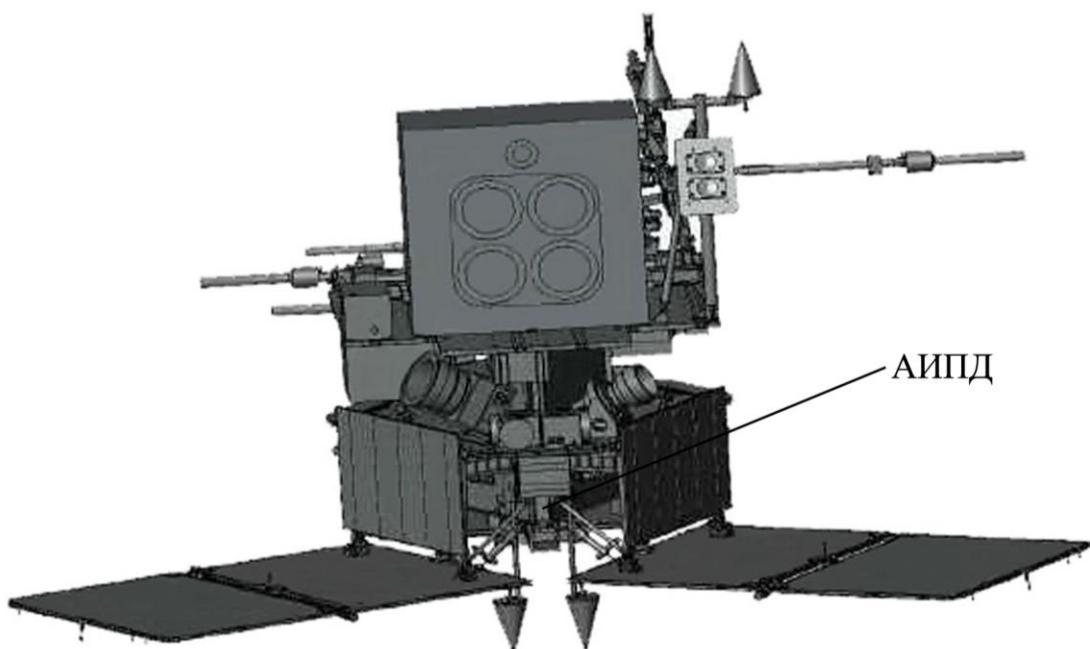


Рисунок 8. Малый космический аппарат МКА-ФКИ с ЭРДУ на основе АИПД-45-2 (Voronov S.A., 2010)

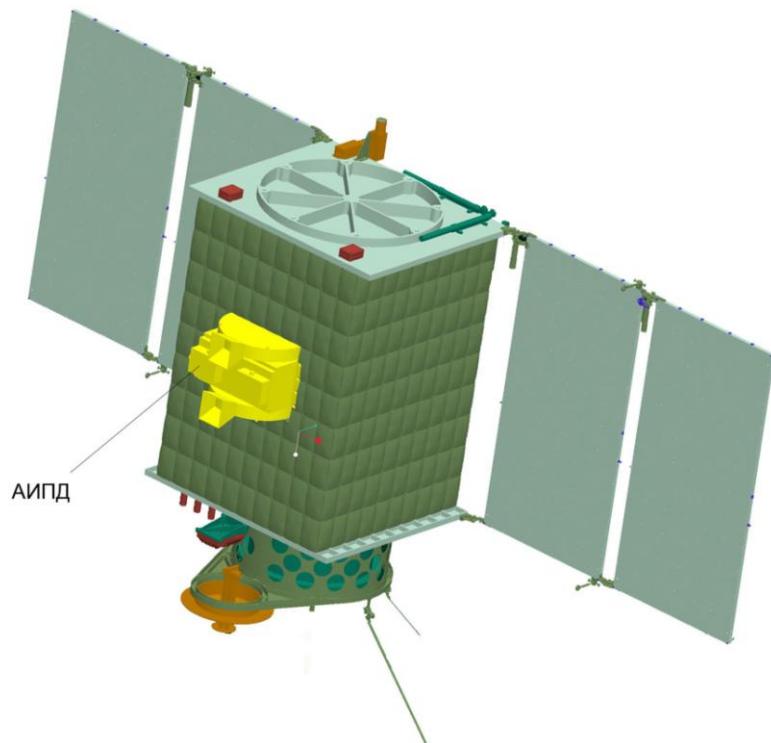


Рисунок 9. Микроспутник «Союз-Сат-О» с ЭРДУ на основе АИПД-155 (Меньшиков В.А., 2009)

Энергия разряда прямо определяет размерность ускорительного канала, конденсаторной батареи АИПД и площадь поперечного сечения шашек рабочего тела. Поэтому, как видно из диаграмм, представленных на рисунках 10 и 11, энергия разряда конденсаторной батареи, размерность ЭРДУ и ее полная масса однозначно определяются заданным суммарным импульсом тяги.

Средняя тяга АИПД практически линейно зависит от потребляемой ЭРДУ мощности, как показано на рисунке 12. Небольшое отклонение от линейности связано с ростом удельного импульса при увеличении энергии разряда.

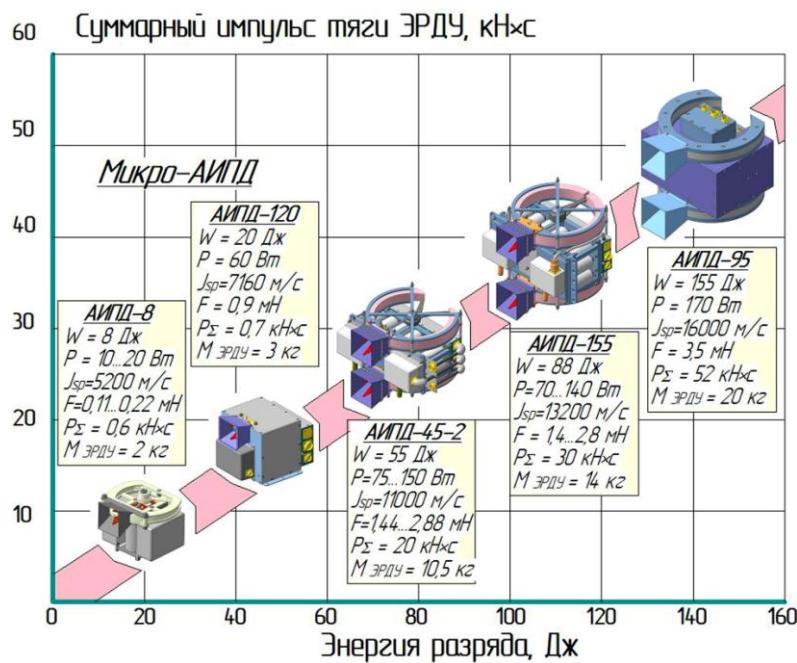


Рисунок 10. ЭРДУ на основе АИПД, разработанные в НИИ ПМЭ

Полная масса ЭРДУ, кг

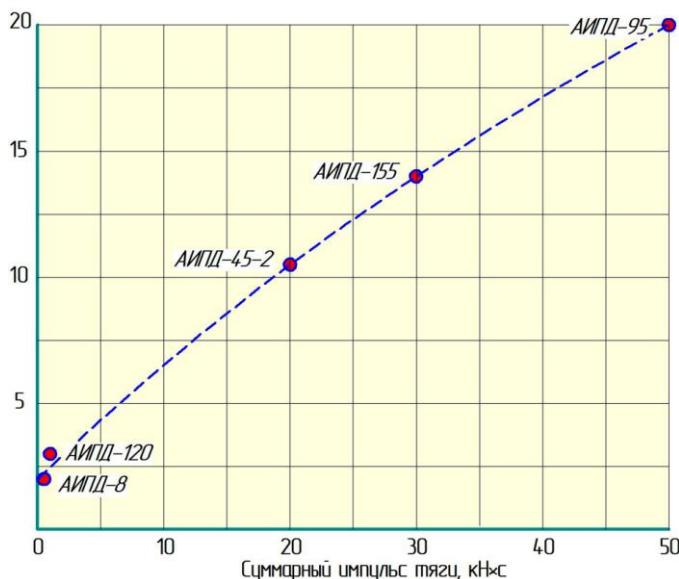


Рисунок 11. Зависимость полной массы ЭРДУ на основе АИПД от суммарного импульса тяги

Для определения конкурентоспособности ЭРДУ с АИПД представляет большой интерес сравнение двигательных установок с ЭРД различного типа. Соответствующий сравнительный анализ был проведен при эскизном проектировании МКА «Вулкан» (Аватинян Г.А.) и микроспутника «Союз-Сат-О». Для сравнения были выбраны электронагревная двигательная установка ДУМИТ ПО «Полет» (<http://ru.microsat.ru/index.php?page=engine&category=products>), ЭРДУ со стационарным плазменным двигателем малой мощности СПД-25 ОКБ «Факел» (<http://users.gazinter.net/fakel/spd25.html>) и две наиболее

Средняя тяга, мН

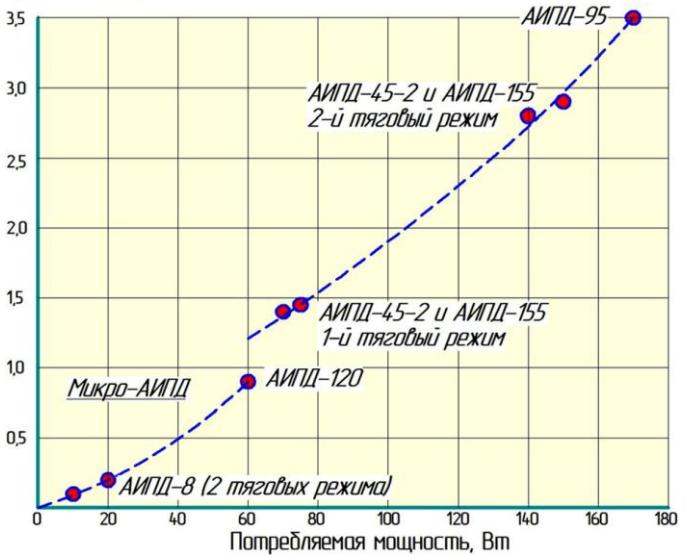


Рисунок 12. Зависимость средней тяги АИПД от потребляемой ЭРДУ мощности

отработанные двигательные установки на основе АИПД – АИПД-45-2 и АИПД-155. Все двигательные установки имеют близкие потребляемую мощность $N=70\ldots150$ Вт, полную массу с запасом рабочего тела $M_{ЭРДУ}=10\ldots15$ кг и суммарный импульс тяги $P_s=10\ldots30$ кН·с (таблица 2).

Из таблицы 2 следует, что в диапазоне потребляемой мощности до 150 Вт ЭРДУ на основе АИПД имеют преимущество в важнейшей для ЭРДУ МКА характеристики – эффективному удельному импульсу тяги, равному отношению суммарного импульса тяги к полной массе двигательной установки.

Таблица 2 – Сравнительные характеристики ЭРДУ на основе АИПД, СПД малой мощности и ЭНД

Модель ЭРДУ	ДУМИТ ПО «Полет»	ЭРДУ СПД-25 ОКБ «Факел»	АИПД-45-2 НИИ ПМЭ	АИПД-155 НИИ ПМЭ
Тип двигателя	ЭНД	СПД	АИПД	АИПД
Потребляемая мощность, Вт	97	100	75...150	70...140
Рабочее тело	аммиак	ксенон	фторопласт	фторопласт
Тяговая эффективность, %	62,5	20	12	15
Удельный импульс тяги, м/с	2500	8000..10000	11000	13200
Средняя тяга, мН	30	7	1,44...2,9	1,4...2,8
Цена тяги, Вт/мН	3,2	14,3	52	50
Суммарный импульс тяги, кН·с	10	21,3	20	30
Полная масса ЭРДУ с запасом рабочего тела, кг	14	13	10,5	14
Тяга/масса ЭРДУ, мкН/кг	2143	538	274	200
Эффективный удельный импульс тяги, Н·с/кг	714	1638	1900	2140

4 ЭРДУ на основе АИПД малой мощности (микро-АИПД)

Многочисленные экспертные оценки показывают, что многие научные и прикладные задачи в космосе в ближайшем будущем будут решаться КА массой 50 кг и менее, в том числе так называемыми сверхмалыми КА (наноспутниками) с массой менее 10 кг. Наиболее эффективно использование таких КА в орбитальных группировках, содержащих от нескольких единиц до нескольких десятков аппаратов. Количества КА в группировках определяется как необходимостью оптимального решения поставленной задачи, так и массой (следовательно, стоимостью самого КА, его выведения на рабочую орбиту и эксплуатации). Если необходимо обеспечить квазинепрерывное наблюдение любого участка местности, доставку информации пользователю в реальном масштабе времени, то следует использовать многоспутниковую орбитальную космическую систему на базе сверхмалых КА, поскольку только такая система может быть экономически эффективной. Использование космических систем на основе микро-КА является новым, перспективным, объективно необходимым направлением развития космической техники (Романов А.А. и др., 2009).

Необходимость регулярной коррекции орбиты микро-КА в течение срока их активного существования требует разработки высокоэффективных малогабаритных двигателей коррекции и поддержания орбиты. АИПД является практически единственным ЭРД, сохраняющим работоспособность и стабильность рабочего процесса при уровне подводимой к его электродам мощности менее 10 Вт. Вместе с тем из таблицы 1 и диаграммы, приведенной на рисунке 12, видно,

что микро-АИПД с энергией разряда менее 20 Дж существенно уступают по своим тяговым и удельным характеристикам «большим» АИПД. Это объясняется тем, что при малой массе, запасаемой энергией и, соответственно, низкой емкости конденсаторной батареи принципиально невозможно создать условия для получения высокого электродинамического КПД и хорошего согласования ввода энергии и массы в разрядный канал. Тем не менее микро-АИПД имеют свою область практического применения, следовательно, имеется необходимость в научно-исследовательских работах по максимально возможному повышению их удельных характеристик. Интересно, что все известные зарубежные АИПД можно, по нашей классификации, отнести к категории микро-АИПД.

В настоящее время в НИИ ПМЭ разработан ряд микро-АИПД малой мощности с энергией разряда от 4 до 20 Дж. Их наиболее близкими зарубежными аналогами являются: коаксиальный μ -PPT (Burton R.L. et al., 2000), а также АИПД, установленный на спутнике Earth Observer 1 (EO-1) (Zakrzewski C. et al., 2002), который имеет рельсовую геометрию, довольно высокую энергию разряда и потребляемую мощность, но не может претендовать на двигатель коррекции КА в связи с очень низким суммарным импульсом тяги. Сравнительные характеристики данных двигателей приведены в таблице 3.

Видно, что двигатель разработки НИИ ПМЭ обладает более высокими характеристиками. Это позволяет рассматривать его как наиболее перспективный микродвигатель для коррекции орбит малоразмерных КА, а также для других задач МКА, описанных выше.

Таблица 3 – Сравнительные характеристики ЭРДУ на основе микро-АИПД

Характеристики ЭРДУ	μ -PPT Лабораторный образец	АИПД EO-1	АИПД-8 НИИ ПМЭ
Энергия разряда, Дж	1	56	8
Частота импульсов, Гц	нет данных	1	1...2
Потребляемая мощность, Вт	20	60	10...20
Ресурс по числу импульсов	нет данных	$5,3 \cdot 10^5$	$5,5 \cdot 10^6$
Тяговая эффективность, %	нет данных	8,0	4,3
Удельный импульс тяги, м/с	нет данных	10400	5200
Единичный импульс тяги, мН·с	0,002	0,86	0,11
Средняя тяга, мН	0,03	0,86	0,11...0,22
Суммарный импульс, кН·с	нет данных	0,46	0,6
Масса ЭРДУ с рабочим телом, кг	0,5	4,95	2,0
Эффективный удельный импульс тяги, Н·с/кг	нет данных	93	300

Заключение

В настоящее время в НИИ ПМЭ создан ряд летных образцов ЭРДУ на основе АИПД нового поколения с энергией разряда от 8 до 155 Дж. Они предназначены для использования в качестве корректирующих двигательных установок в составе малых космических аппаратов массой от 20 до 500 кг. Тяговые, удельные и эксплуатационные характеристики ЭРДУ делают их конкурентоспособными в диапазоне потребляемой мощности от 10 до 200 Вт.

Вместе с тем, проводимые в НИИ ПМЭ экспериментальные и расчетно-теоретические исследования показывают, что по своим удельным характеристикам, таким как удельный импульс и тяговая эффективность, двигатели, принципиальная схема которых представлена на рисунке 1, вероятно, уже подошли к пределу своих возможностей. Для дальнейшего повышения удельных характеристик необходимо переходить к новым схемам ускорительного канала. В частности, целесообразно разделить функции дозирования и ускорения плазмы. Различные схемы таких двигателей, в частности двухступенчатых, были предложены еще в 60-х годах (Гришин С.Д. и др., 1983). В настоящее время в НИИ ПМЭ начаты экспериментальные исследования ряда принципиально новых лабораторных образцов АИПД (Богатый А.В. и др., 2011), позволяющих надеяться на успешную разработку двигателей следующего поколения.

Список литературы

Аватинян Г.А., Шелков Н.П., Антропов Н.Н., Дьяконов Г.А. и др. Выбор корректирующей ДУ для МКА «Вулкан» // Труды III Международной конференции-выставки «Малые спутники – новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». Кн. 3. 2002. С. 291-296.

Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Орлов М.М. и др. Разработка аблационных импульсных плазменных двигателей в НИИ прикладной механики и электродинамики // Космонавтика и ракетостроение, 2008. № 6.

Арцимович Л.А., Лукьянов С.Ю., Подгорный И.М., Чуватин С.А. Электродинамическое ускорение сгустков плазмы // Физика и применение плазменных ускорителей. Минск: Наука и техника, 1974. С. 8-16.

Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Нечаев И.Л. Разработка аблационного импульсного плазменного двигателя с двухступенчатой схемой ускорения плазмы // XXXV Академические чтения по космонавтике. М., 2011. С. 113-114.

Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П. Плазменные ускорители. М.: Машиностроение, 1983. 231 с.

Дмитриенко Б.И., Лесков Л.В., Савичев В.В., Трехов Е.С. и др. Исследование аблации диэлектрика

скользящим разрядом в импульсных ускорителях // Плазменные ускорители. М.: Машиностроение, 1973. С. 230-233.

Колесников П.М. Электродинамическое ускорение плазмы. М.: Атомиздат, 1971. 389 с.

Макриденко Л., Шустов Б. Перспективные спутники ВНИИЭМ – новая ступень в развитии орбитальной космической техники // Российский космос, 2011. № 2 (62). С. 20-25.

Меньшиков В.А. Многофункциональная космическая система Союзного государства – центральное звено интеграции России и Беларуси в сфере высоких технологий // IV Белорусский космический конгресс. Минск, 2009.

Патент РФ № 2253953, Н05Н 1/54, F 03Н 1/00 от 10.06.2005 г.

Пец Л.А., Симонов А.И., Храбров В.А. Как создавали первые ЭРД // Земля и Вселенная, 2005. № 6. С. 57-60.

Романов А.А., Селиванов А.С., Урличич Ю.М. Тенденции развития технологий сверхмалых КА и новых спутниковых систем на их основе // VII Научно-практическая конференция «Микротехнологии в авиации и космонавтике». М., 2009. С. 10-12.

Смирнов К.Ю., Ушаков Е.Г. Конструкция космического аппаратаnano-класса ТНС-0 № 2 // VII Научно-практическая конференция «Микротехнологии в авиации и космонавтике». М., 2009. С. 12-13.

Burton R.L., Rysanek F., Antonsen E.A., Wilson M.J. et al. Pulsed Plasma Thruster Performance for Micro-spacecraft Propulsion // Micropropulsion for Small Spacecraft. Vol. 187. Progress in Astronautics and Aeronautics, 2000. P. 337-352.

<http://ru.microsat.ru/index.php?page=engine&category=products> (дата обращения 29.04.2011).

<http://users.gazinter.net/fakel/spd25.html> (дата обращения 13.10.2011).

Popov G. A., Antropov N. N. Ablative PPT. New Quality, New Perspectives // Acta Astronautica, 2006. 59. P. 175-180.

Rudikov A., Antropov N., Popov G. Pulsed Plasma Thruster of Erosion Type for a Geostationary Artificial Earth Satellite // 44-th Congress of the IAF, Graz, 1993.

Vondra R., Tomassen K., Solbes A. Analysis of Solid Teflon Pulsed Plasma Thruster // Journal of Spacecraft and Rockets, 1970. Vol. 7.

Voronov S.A. Study of the ion fluxes in the vicinity of Earth // Meeting of the United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, Vienna, 2010.

Zakrzewski C., Benson S., Sanneman P., Hoskins A. On-Orbit Testing of the EO-1 Pulsed Plasma Thruster // AIAA 2002-3973.



ДОЛГОПОЛОВ
Владимир Павлович
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
E-mail: kotl@laspace.ru



ПИЧХАДЗЕ
Константин Михайлович
профессор, доктор
технических наук
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
E-mail: pichkhadze@laspace.ru



СУХАНОВ
Константин Георгиевич
кандидат технических наук
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
e-mail: sukhanov@ laspace.ru

УДК 629.785:523.42

ПРОЕКТ «ВЕГА» – КОСМИЧЕСКАЯ ЭКСПЕДИЦИЯ К ВЕНЕРЕ И КОМЕТЕ ГАЛЛЕЯ

В.П. Долгополов, К.М. Пичхадзе, К.Г. Суханов

Запуск автоматических межпланетных станций «Вега-1», «Вега-2» стал одной из ярчайших страниц в истории освоения космического пространства – изучение планеты Венера, включая ее атмосферу, исследование с близкого расстояния редкой гостьи – кометы Галлея.

Статья посвящается генеральному конструктору Вячеславу Михайловичу Ковтуненко.

Ключевые слова: «Вега-1»; «Вега-2»; спускаемый аппарат; пролетный аппарат; стабилизированная платформа; аэростатный зонд.

«VEGA» PROJECT – THE SPACE MISSION TOWARDS VENUS AND HALLEY COMET

V.P. Dolgopolov, K.M. Pichkhadze, K.G. Sukhanov

The launch of unmanned interplanetary stations «Vega-1» and «Vega-2», aimed at Venus exploration, including study of its atmosphere, and research at a short distance of an unwonted guest – Halley comet, added a vivid page to the history of space exploration.

The article is dedicated to Designer General Vyacheslav M. Kovtunenko.

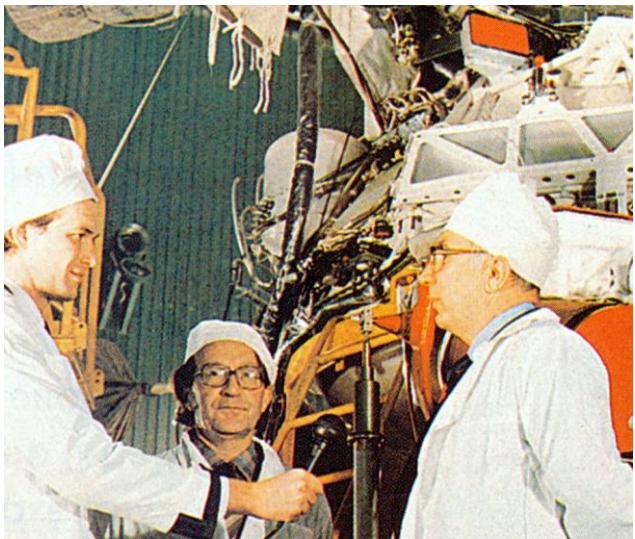
Key words: «Vega-1»; «Vega-2»; descent vehicle; fly-by spacecraft; stabilized platform; balloon probe.

Введение

15-го и 21-го декабря 1984 года был осуществлен запуск автоматических межпланетных станций (АМС) «Вега-1» и «Вега-2». Научная программа полета предусматривала проведение исследований атмосферы и поверхности Венеры, исследование кометы Галлея и космического пространства на трассе перелета (*Описание и научные задачи международного проекта «Венера-Галлей» (1984-1986)*, 1984). Космические аппараты создавались под руководством В.М. Ковтуненко.

Этому моменту предшествовали следующие события:

• В ноябре 1977 года на 10-м ежегодном советско-французском совещании по исследованию космического пространства был дан старт советско-французскому проекту «Венера», включающему в себя два искусственных спутника Венеры и два пролетных аппарата, в состав которых входили спускаемые аппараты, содержащие большие аэростатные зонды с массой гондолы ~ 400 кг и диаметром аэростатной оболочки ~ 9 м. Аэростаты и часть научной аппаратуры разрабатывала французская сторона,



**Генеральный конструктор НПО им. С.А. Лавочкина
В.М. Ковтуненко и директор ИКИ АН СССР Р.З. Сагдеев**

систему ввода в атмосферу Венеры и наполнения аэростатов – советская. Проект успешно развивался, пуск был намечен на 1983 год.

• В середине 1979 года советские и иностранные астрономы объявили о приближении к Солнцу кометы Галлея. Наибольшее сближение ее с Землей предстояло в 1986 году, и было бы желательно сблизить с кометой какой-либо из разрабатываемых аппаратов.

• Наши баллистики провели расчеты, которые показали, что если запустить к Венере пролетные аппараты в 1984 году и после сброса спускаемых аппаратов (СА) совершивший у Венеры гравитационный маневр, пролетный аппарат можно направить по траектории на встречу с кометой Галлея. Для этого было необходимо провести существенное облегчение пролетного аппарата и кардинально уменьшить аэростатный зонд с целью уменьшения массы СА.

• В середине 1980 года были разработаны в НПОЛ и ИКИ РАН основные положения по изменению проекта, проведены переговоры с французской стороной, а осенью принято совместное решение о переориентации проекта «Венера» в проект «Венера-Галлея», т.е. «Вега».

1 Схема экспедиции

Станции были выведены на промежуточные орбиты ИСЗ и на первом витке орбит ИСЗ переведены на гелиоцентрические орбиты межпланетного перелета к Венере. По достижении в июне 1985 года окрестностей Венеры за двое суток до момента подлета станции были разделены на спускаемые и пролетные аппараты. При этом СА продолжали движение по попадающим траекториям, а пролетные аппараты (ПА) импульсом увода были переведены на пролетные орбиты, обеспечивающие прием и ретрансляцию

на Землю научной и служебной информации с СА. После осуществления гравитационного маневра в поле Венеры при минимальном расстоянии от поверхности планеты 39000 км для АМС «Вега-1» и 24500 км для АМС «Вега-2» ПА были переведены на траекторию перелета к комете Галлея. 6 марта и 9 марта 1986 года АМС «Вега-1» и «Вега-2» пролетели около ядра кометы Галлея на расстояниях 8912 и 8036 км соответственно и провели научные исследования кометы.

В соответствии с международным проектом «Лоцман» данные о траектории движения кометы, полученные от АМС «Вега», были использованы для более точного наведения на комету автоматической станции «Джотто» Европейского космического агентства, также предназначеннной для проведения научных исследований кометы Галлея и пролетевшей 14.03.1986 на расстоянии 600 км от ядра.

Для полета станций были выбраны траектории со временем перелета Земля - Венера 178 и 176 суток, время перелета Венера – комета Галлея соответственно 268 и 267 суток. Для обеспечения движения АМС по заданным траекториям, соответствующим требуемым углам входа в атмосферу Венеры и выбранным точкам посадки, на трассе межпланетного перелета Земля - Венера были проведены две коррекции траектории. На трассе перелета Венера – комета Галлея для обеспечения необходимой точности наведения станций к комете предусматривалось проведение еще трех коррекций траекторий. После выполнения в июне 1985 года коррекции траектории после облета Венеры в феврале 1986 года была проведена только одна коррекция траектории АМС «Вега-1»; корректировать траекторию АМС «Вега-2» не потребовалось.

АМС «Вега-1» и «Вега-2» представляют собой дальнейшее развитие АМС серии «Венера» (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010). Конструктивно они состоят из двух основных блоков: пролетного и спускаемого аппаратов (рисунок 1). Пролетный аппарат является модификацией орбитального аппарата АМС «Венера-13, -14»; их основные различия обусловлены изменением научных задач. ПА представляет собой автономный космический объект, предназначенный для перелета по заданной траектории на трассе Земля - Венера и Венера - комета Галлея, доставки СА к Венере, приема и передачи на Землю телеметрической и научной информации с СА, проведения научных исследований межпланетного пространства и кометы Галлея. ПА оборудован служебными системами, обеспечивающими навигацию, измерение и коррекцию траектории полета радиокомандной, радиотелеметрической

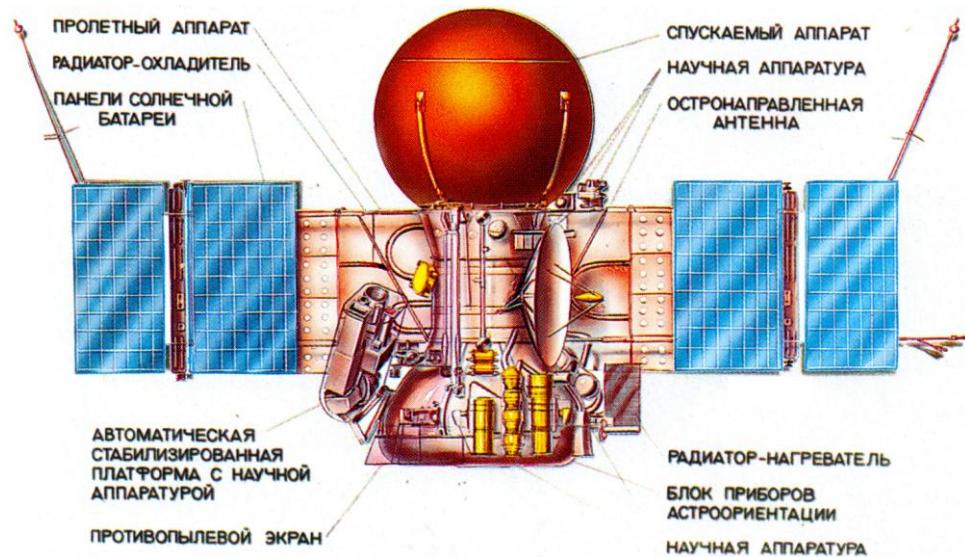


Рисунок 1. Космический аппарат «Вега»

и ретрансляционной системами, работающими в трех диапазонах длин волн; системами энергопитания, электроавтоматики, терморегулирования и другими системами, необходимыми для выполнения поставленных задач.

Новым элементом ПА является установленная на приборном контейнере самонаводящаяся поворотная платформа с телевизионной системой и научной аппаратурой, обеспечивающая постоянное наблюдение за кометой на участке сближения. Телевизионная система совместного производства ВНР, Франции и

СССР предназначена для получения монохроматических и спектрональных изображений центральной области комы и ядра кометы, а также для формирования сигналов управления поворотной платформой.

На аппарате установлены двухслойные, а в жизненно важных местах – трехслойные защитные панели из вязких сплавов (рисунок 2), предохраняющие системы и приборы от поражающего воздействия частиц комы, имеющих относительную скорость движения около 80 км/с.

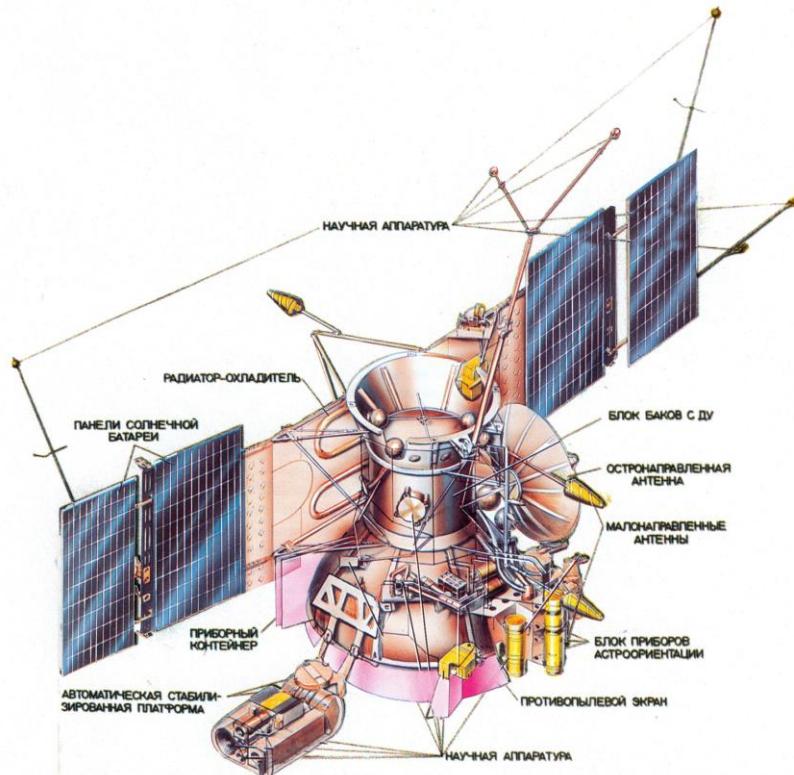


Рисунок 2. Пролетный аппарат КА «Вега»

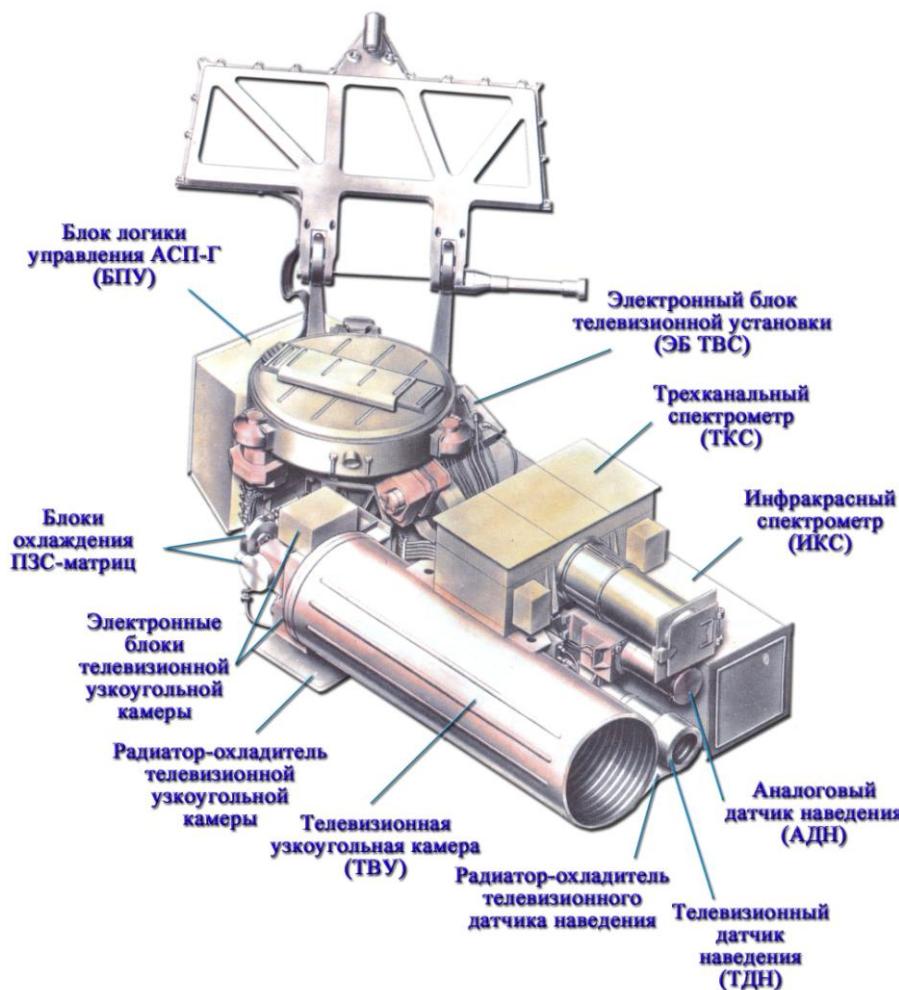


Рисунок 3. Автоматическая стабилизированная платформа

В состав научной аппаратуры, предназначенному для исследования кометы, входят: пылеударный масс-анализатор производства СССР и ФРГ для определения химической и физической природы ядра кометы и кометного шлейфа, состава и характеристик атмосферы кометы; австрийский магнитометр для изучения магнитного поля в зоне взаимодействия кометы с солнечным ветром; комплекс плазменных спектрометров совместного производства ВНР, СССР и ФРГ для измерения ионов и электронов при пролете кометы; счетчик и масс-анализатор пылинок производства ФРГ и советские счетчики частиц для определения количества пылевых частиц и их распределения по массам; анализатор плазменных волн низкой частоты производства СССР, ПНР и ЧССР и советско-французский анализатор плазменных волн высокой частоты для исследования взаимодействия солнечного ветра с плазмой кометы; масс-спектрометр нейтрального газа производства ФРГ для исследования распределения отдельных компонентов нейтрального газа в атмосфере кометы; оптико-электронный счетчик частиц для измерения физических параметров пылевой составляющей кометной

атмосферы: плотности, массы и плотности потока на различных расстояниях от ядра.

На ПА установлены энергоспектрометр для измерения интенсивности космического излучения на всей трассе перелета; радиопередатчик, работающий в диапазоне волн 18 см и предназначенный для совместной работы с передатчиком аэростатного зонда (А3) с целью определения координат и скорости А3 методом дифференциальной интерферометрии с большой базой. Этот же передатчик в дальнейшем использовался по программе «Лоцман» для уточнения траектории пролета кометы западноевропейским КА «Джотто».

2 Функционирование спускаемых аппаратов в атмосфере и на поверхности Венеры

11 июня 1985 года в 04 час. 59 мин. 49 сек. по московскому времени СА АМС «Вега-1» вошел в атмосферу Венеры и в 06 час. 02 мин. 54 сек. совершил мягкую посадку на ее поверхность в районе равнины Русалки в точке с координатами 8,1° с.ш. и 176,7° долготы. СА АМС «Вега-2» вошел в атмосферу Венеры 15 июня 1985 года в 04 час. 59 мин. 30 сек. и совершил посадку

ку на поверхность в 06 час. 00 мин. 50 сек. в точке с координатами $7,2^{\circ}$ ю.ш. и $179,4^{\circ}$ долготы. В процессе спуска в атмосфере от СА были отделены аэростатные зонды, которые, функционируя автономно от СА, впервые провели длительные и широкомасштабные исследования облачного слоя Венеры (Долгополов В.П. и др., 1987). В рамках международного интерферометрического эксперимента сигналы АЗ принимались наземной сетью дальней космической связи, включающей как советские, так и зарубежные радиотелескопы. Для обеспечения максимального времени радиосвязи АЗ с Землей вход СА в атмосферу был осуществлен наочной стороне планеты, на границе прямой радиовидимости Земли.

СА проводил определения элементного состава грунта, измерения температуры, давления, исследования физико-оптических свойств атмосферы, структуры и состава облаков.

Схема спуска СА АМС «Вега-1, -2» аналогична схеме спуска АМС «Венера-13, -14». Она предусматривает неориентированный вход аппаратов в атмосферу и их баллистический спуск в атмосфере. В зависимости от применяемых средств торможения

процесс снижения СА в атмосфере состоит из трех основных этапов: аэродинамического торможения, спуска аппарата с помощью двухкаскадной парашютной системы и спуска посадочного аппарата на тормозном щитке (рисунок 4). На этапе аэродинамического торможения происходит основное уменьшение скорости СА от гиперзвуковой при входе в атмосферу (число Маха $M \sim 50$) до значений, приемлемых для ввода парашютной системы ($M \leq 1,5$). На этапе парашютного спуска осуществляется дальнейшее торможение аппаратов и отделяются элементы теплозащитной оболочки: верхняя полусфера уводится первым каскадом парашютной системы – парашютом увода, а нижняя полусфера сбрасывается через 4 с после ввода тормозного парашюта. Тормозной парашют обеспечивает плавное снижение аппарата в облачном слое атмосферы и возможность проведения научных измерений атмосферы при спуске СА. После прохождения облачного слоя тормозной парашют отделяется, и дальнейший спуск осуществляется на тормозном щитке. Этап спуска на тормозном щитке заканчивается посадкой на поверхность.

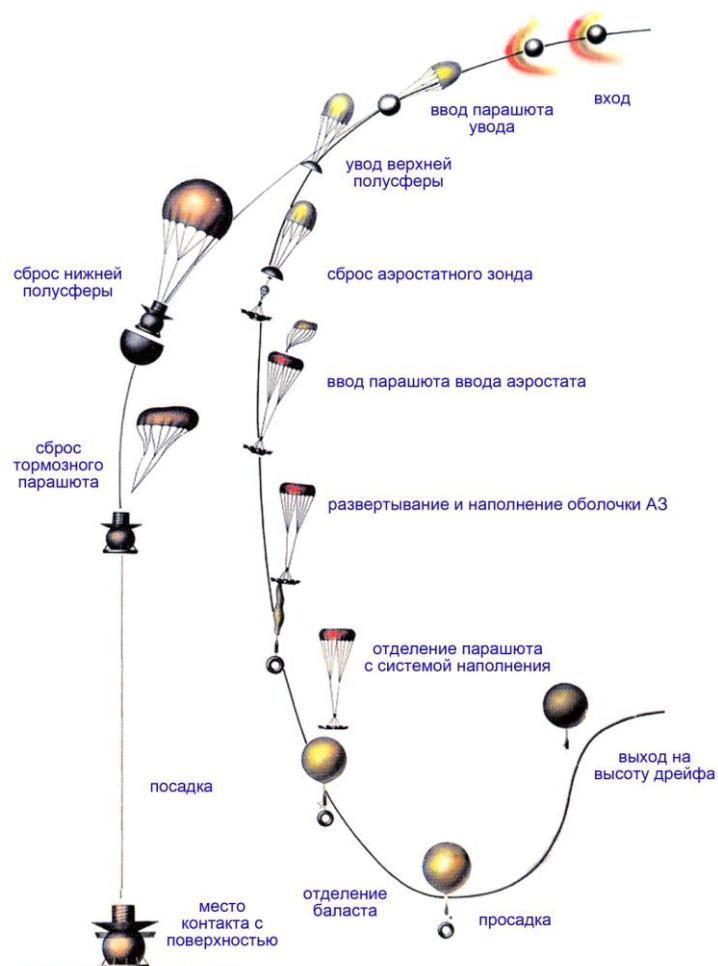


Рисунок 4. Схема спуска

Аэростатный зонд, размещенный в верхней полусфере теплозащитной оболочки, отделяется вместе с ней от аппарата и уводится парашютом увода. По командам программно-временного устройства АЗ, запускаемого в начале этапа парашютного спуска, осуществляются: операции отделения АЗ от верхней полусферы, ввод двухкаскадной парашютной системы, развертывание и наполнение подъемным газом аэростатной оболочки и отделение парашюта с системой наполнения от аэростата.

Развертывание оболочки обеспечивается посредством отделения нижней части тороидального аэростатного контейнера, которая соединена с гондолой, а через подвеску – и с нижним полюсом оболочки и при своем падении последовательно вытягивает их из контейнера. После отделения парашюта с системой наполнения от верхнего полюса оболочки аэростат, увлекаемый нижней частью контейнера, используемой в качестве балласта, опережает в своем

движении вниз систему наполнения, плавно опускающуюся на парашюте. Этим обеспечивается расходжение отделяемых частей по высоте, а при имеющемся в атмосфере вертикальном градиенте горизонтального компонента ветра - и по дальности. При удалении отделяемых частей на расстояние, обеспечивающее их несогласование, балласт сбрасывается, и аэростат совершает подъем на высоту дрейфа.

Конструктивно СА АМС «Вега-1, -2» (рисунок 5) состоят из теплозащитной оболочки с демпфером для гашения колебаний СА при входе в атмосферу, посадочного аппарата и АЗ. Теплозащитная оболочка представляет собой сферу диаметром 2,4 м с нанесенным на нее теплозащитным покрытием и состоит из двух полусфер, негерметично соединенных между собой и поочередно отделяемых в процессе спуска СА в атмосфере.

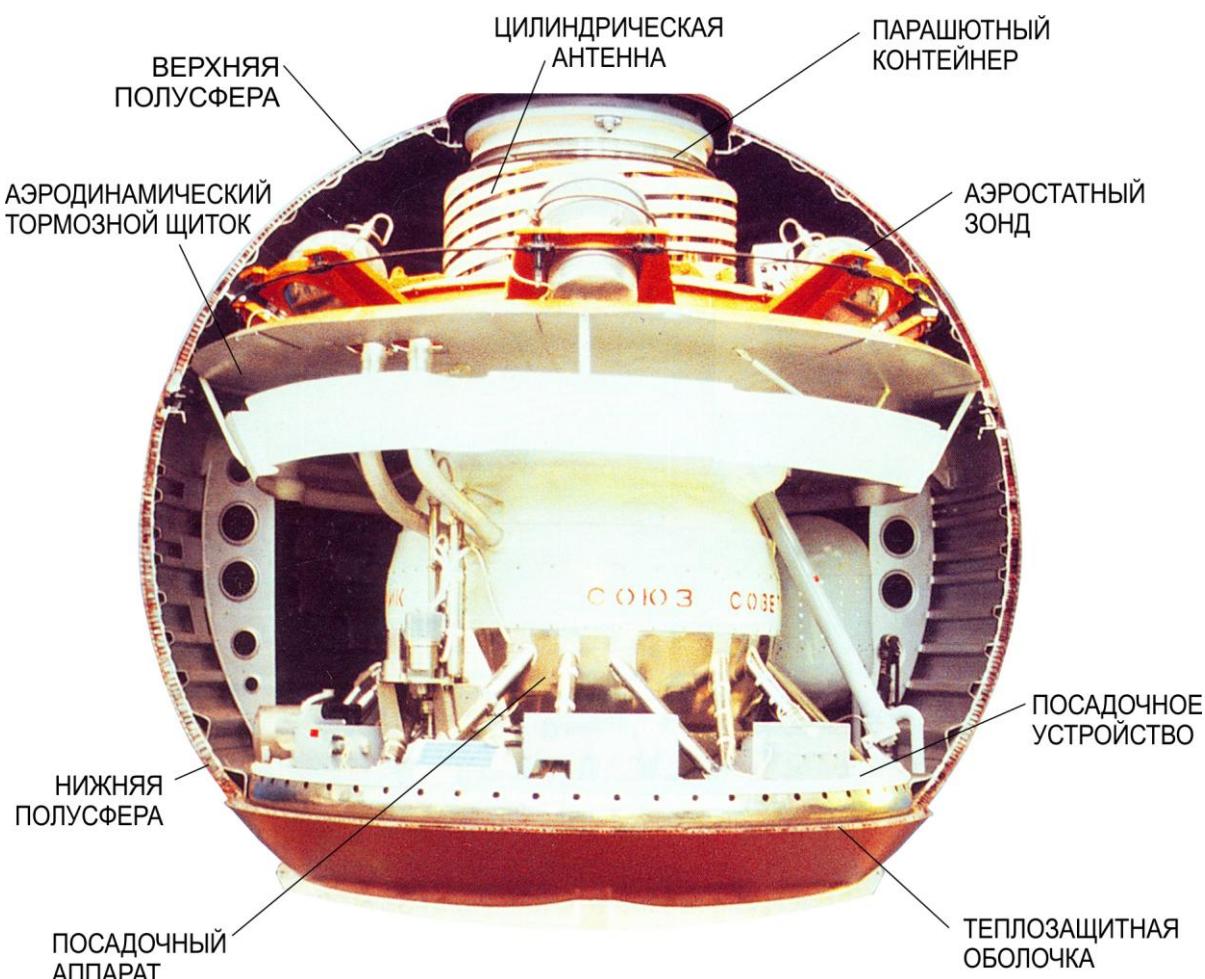


Рисунок 5. Спускаемый аппарат АМС «Вега»

Посадочный аппарат, размещенный внутри теплозащитной оболочки, состоит из приборного термоконтеинера с теплоизоляцией, отсека научной аппаратуры, парашютного контейнера, аэродинамического тормозного щитка, цилиндрической антенны связи с ПА и посадочного устройства торOIDальной формы, поглощающего энергию удара при посадке.

Над приборным контейнером установлен отсек научной аппаратуры цилиндрической формы, рассчитанный на работу до наружного давления 15 атм.

Парашютный контейнер имеет цилиндрическую форму и расположен над отсеком научной аппаратуры концентрично с антенной посадочного аппарата. В нем размещается двухкаскадная парашютная система, состоящая из блока парашюта увода и блока тормозного парашюта.

Для понижения центра масс аппарата и увеличения запаса статической устойчивости посадочного аппарата на заключительном участке спуска дно парашютного контейнера выполнено отделяемым и уводится от посадочного аппарата тормозным парашютом.

К моменту посадки амплитуда колебаний аппаратов не превышала $7,5^\circ$, продольная скорость вращения 8 град/с. Научная аппаратура посадочного аппарата размещена в приборном термоконтеинере, отсеке научной аппаратуры и на наружных поверхностях аппарата, в основном на посадочном устройстве. В ее состав входят газовый хроматограф и советско-французский масс-спектрометр для исследования состава атмосферы и аэрозолей; спектрофотометр советско-французского производства для исследования поглощения и рассеивания солнечного излучения в атмосфере; влагомер для измерения содержания паров H_2O в атмосфере, рентгенофлюоресцентный спектрометр для исследования химического состава грунта, доставленного с помощью грунтозаборного устройства; гамма-спектрометр для определения содержания радиоактивных элементов в поверхностных породах планеты и советско-французский метеокомплекс для измерения температуры и давления атмосферы во время спуска.

На 15.06.1985 СА АМС «Вега-1» и «Вега-2» осуществили вход в атмосферу Венеры с условиями, близкими к расчетным: углы входа составили соответственно $18,23^\circ$ и $19,08^\circ$, скорость входа 10,75 и 10,80 км/с.

Таблица 1 – Основные операции спуска СА

Данные о прохождении основных операций спуска СА приведены в таблице 1.

В процессе спуска СА в атмосфере, начиная с момента отделения нижней полусферы и до посадки, проводились измерения температуры и давления атмосферы, а также угловых скоростей вращения аппарата по трем осям. Полученные кривые изменения температуры и давления атмосферы при спуске СА АМС «Вега-1, -2» хорошо согласуются и практически совпадают с расчетными кривыми, что подтверждает обоснованность расчетной модели атмосферы. Результаты измерений температуры и давления атмосферы Венеры СА «Вега-2» приведены на рисунке 6.

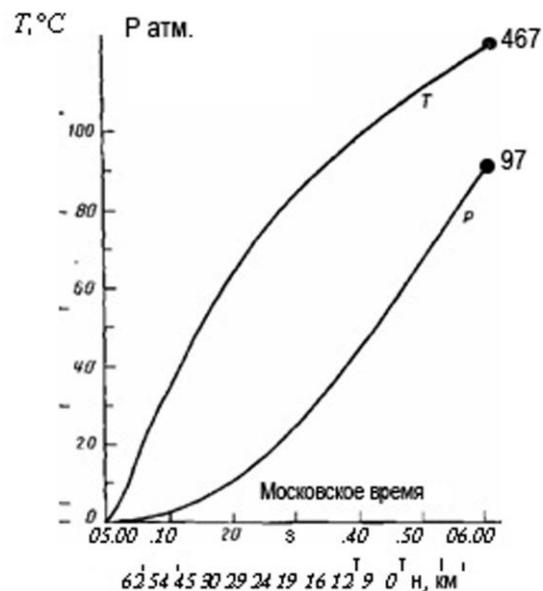


Рисунок 6. Изменение температуры и давления в атмосфере Венеры

Максимальные продольные скорости вращения во время парашютного спуска составили соответственно 64 и 24 град/с, поперечные – 60 и 30 град/с; при спуске посадочных аппаратов на тормозных щитках продольные скорости вращения не превышали соответственно 25 и 15 град/с, а поперечные – 60 и 35 град/с.

Во время спуска СА АМС «Вега-1» на высоте около 17 км от поверхности планеты зафиксировано срабатывание сигнализатора посадки, представляющего собой ударный датчик перегрузки с настройкой $6 \pm 1,5$ единицы.

Операция	«Вега-1»	«Вега-2»
Вход в атмосферу	04 ч. 59 мин. 49 сек.	04 ч. 59 мин. 30 сек.
Ввод парашюта увода	05 ч. 00 мин. 27 сек.	05 ч. 00 мин. 05 сек.
Увод верхней полусферы, ввод тормозного парашюта	05 ч. 00 мин. 38 сек.	05 ч. 00 мин. 16 сек.
Сброс нижней полусферы	05 ч. 00 мин. 42 сек.	05 ч. 00 мин. 20 сек.
Сброс тормозного парашюта	05 ч. 09 мин. 37 сек.	05 ч. 09 мин. 15 сек.
Посадка	06 ч. 02 мин. 54 сек.	06 ч. 00 мин. 50 сек.

Область высот от 10 до 20 км характеризуется максимальным градиентом горизонтального компонента ветра по высоте, что должно сопровождаться и значительной турбулентностью вертикального компонента ветра. Расчеты показывают, что причиной преждевременного срабатывания сигнализатора посадки СА АМС «Вега-1» мог послужить внезапный вихревой поток скоростью более 30 м/с.

Посадка аппаратов была произведена в разных геологических районах планеты на расстоянии около 1600 км друг от друга. СА АМС «Вега-1» осуществил посадку в низменную область равнины Русалки, а СА АМС «Вега-2» - в предгорьях земли Афродиты. Высота точек посадки от условного нулевого уровня поверхности, ограниченного радиусом 6052 км, составила 0,7 км для СА АМС «Вега-1» и 0,5 км для СА АМС «Вега-2»; температура и давление атмосферы в местах посадки достигали соответственно 467°C и 97 кг/см² и 462°C и 90 кг/см².

Спуск аппаратов в атмосфере планеты продолжался в течение 63 мин. для СА АМС «Вега-1» и 61 мин. – для СА АМС «Вега-2». После посадки работа научных и служебных приборов продолжалась на поверхности планеты. Прием информации с посадочных аппаратов осуществлялся в течение ~20 минут.

3 Функционирование пролетных аппаратов при встрече с кометой Галлея

При проектировании и отработке систем пролетных аппаратов АМС «Вега-1» и «Вега-2» основное внимание было уделено увеличению ресурса работы служебных систем, созданию противометеорной защиты как самой станции, так и ее автоматической стабилизированной платформы. Исходя из условий кинематики пролета в коме кометы, были определены зоны аппарата, подлежащие защите, степень необходимости систем в случае их поражения пылевыми частицами и вероятность поражения различных систем и агрегатов (*Долгополов В.П. и др., 1987*). По результатам этих исследований была построена оптимальная геометрия защитных экранов, определены количество слоев экранов и их структура в зависимости от степени необходимости систем, подлежащих защите; совместно с институтами АН СССР разработан метод численного моделирования разрушающего воздействия частиц комы и защиты от него. Расчеты проверялись экспериментально. Проводилось моделирование эффектов высокоскоростного удара с помощью взрывных летательных устройств легкогазовых баллистических установок, лазерного излучения, а также релятивистских электронных пучков.

Автоматическая стабилизированная платформа прошла автономные и комплексные испытания в составе

экспериментальных изделий, а также на специальных динамических стендах, на которых отрабатывались алгоритмы и программы для управления телевизионными камерами, автоматического поиска и обнаружения кометы, определения координат ядра, формирования управляющих сигналов на приводы следящей за ядром системы поворотной платформы.

Все испытания были проведены с положительными результатами.

В полете подготовка станций к встрече с кометой началась приблизительно за месяц после проведения последней коррекции 10.02.1986 аппарата «Вега-1». Для аппарата «Вега-2» коррекции траектории не потребовалось.

12.02.1986 и 15.02.1986 у аппаратов «Вега-1» и «Вега-2» соответственно были проведены: открытие защитных крышек телевизионной системы, перевод поворотных платформ из транспортного в рабочее положение, разарретирование приводов.

С 14 февраля по 28 февраля 1986 года проводились тестовый контроль автоматической стабилизированной платформы; юстировка осей платформы и калибровка телевизионной системы по планетам Юпитер и Сатурн; контроль функционирования научной аппаратуры.

27 февраля и 28 февраля 1986 года была проведена подготовка научной аппаратуры станций «Вега-1» и «Вега-2» к кометным сеансам.

Первый сеанс исследования кометы с расстояния 14 млн. км был проведен аппаратом «Вега-1» 04.03.1986, а аппаратом «Вега-2» 07.03.1986; второй – с расстояния 7 млн. км – 05.03.1986 и 08.03.1986 соответственно. Во время этих сеансов был включен весь комплекс научной аппаратуры по исследованию кометы. Оптическими средствами были получены первые спектры.

Третий, основной, сеанс исследования комы и ядра кометы Галлея проводился станциями «Вега-1» и «Вега-2» 06 и 09.03.1986.

Время прохожденияperiцentra 10 ч. 20 мин. 08 сек. и 10 ч. 20 мин. 04 сек., минимальное расстояние до periцentra 8912 и 8036 км соответственно. Станции прошли внутри комы кометы, испытали на себе воздействие пылевых частиц, не потеряли ориентации, и все системы сохранили работоспособность (рисунок 7).

Тем самым были подтверждены правильность принятых технических решений, достаточность проведенных экспериментальных отработок систем и принятых мер по их противометеорной защите.

В результате бомбардировки пылевыми частицами панели солнечной батареи потеряли 45% своей электрической мощности, однако оставшейся энергетики было достаточно для нормального дальнейшего функционирования бортовых систем и научной



Рисунок 7. Пролет кометы Галлея

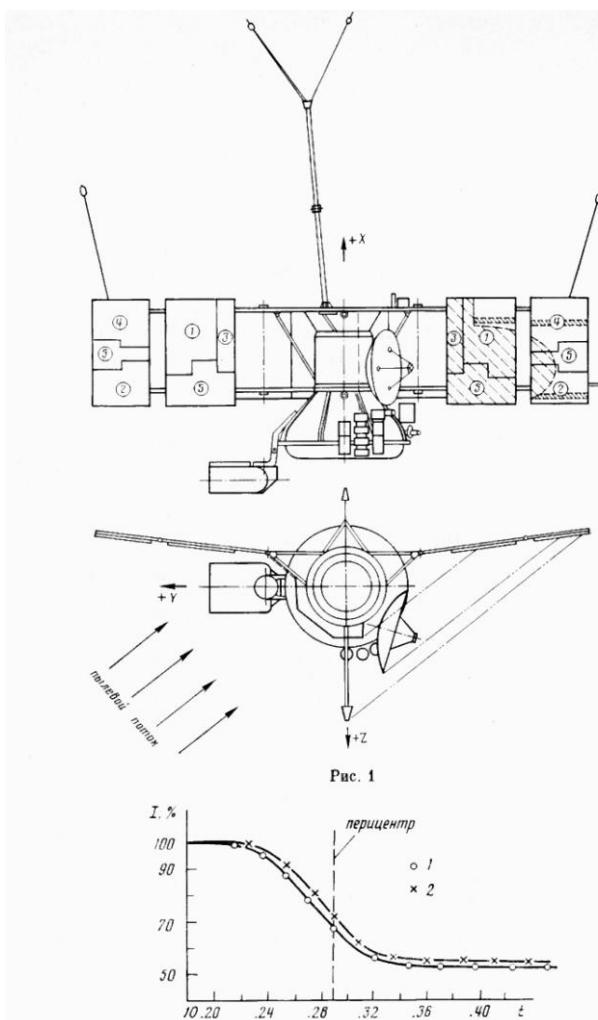


Рисунок 8. Воздействие пылевых частиц на СБ

аппаратуры. С учетом возможности выхода из строя солнечной батареи вблизи ядра кометы станции были сконструированы таким образом, что 40% площади панелей были затенены конструктивными элементами космических аппаратов, оставаясь открытыми для солнечного потока (рисунок 8), и сохранили полную работоспособность. Незащищенные части солнечной батареи потеряли от 60 до 80% своей мощности.

В таблице 2 приведены данные по потере тока солнечной батареи по секциям, а на рисунке 8 виден процесс падения тока в результате бомбардировки панелей пылевыми частицами (приведено московское время приема сигналов. Время распространения сигнала – 9 мин.).

Таблица 2 – Деградация панелей в результате бомбардировки пылевыми частицами

№	Площади секций, затененной конструкцией, %	Потери тока, %	
		«Вега-1»	«Вега-2»
1	31,8	41	32
2	13,6	45	44
3	50,0	23	25
4	2,7	55	53
5	37,0	49	59

Автоматическая стабилизированная платформа, также испытывающая жесткую бомбардировку, не теряла ядра кометы, находясь в режиме самонаведения и позволяя непрерывно получать оптическим средствам научную информацию и качественное телевизионное изображение. И даже когда на станции «Вега-2» в районе перицентра вышел из строя телевизионный датчик наведения, логика выбора средств

наведения автоматически перевела систему управления поворотной платформы на аналоговый датчик наведения, ни на секунду не потеряв ядра.

После пролета кометы станциями были проведены еще сеансы ее наблюдения с расстояния 7 млн. км «Вега-1» 07.03.1986 и «Вега-2» 10.03.1986 и с расстояния 14 млн. км станцией «Вега-2» 11.03.1986.

После пролета кометы Галлея станции «Вега» продолжали исследовать космическое пространство: с 12 по 17.03 совместно с аппаратом «Джотто» проводился радиофизический эксперимент по просвечиванию кометы; научная аппаратура продолжала исследования космического пространства по трассе полета; летом и осенью 1986 года проводились научные и технологические эксперименты с автоматической стабилизированной платформой; в конце 1986-го начале 1987 года станции, совершив оборот вокруг Солнца, прошли через след кометы Галлея и провели серию научных исследований вещества, оставшегося в следе кометы.

4 Проект «Лоцман»

Совместный полет космических аппаратов к комете Галлея предоставил возможность использования данных аппаратов «Вега-1» и «Вега-2», пролетевших мимо кометы 06 и 09.03.1986 для наведения аппарата «Джотто», созданного ЕКА, который пролетел 14.03.1986.

До начала наблюдений кометы аппаратами «Вега» ее орбита определялась по данным астрономических наблюдений, проводимых обсерваториями всего мира по специально разработанной программе. Эти измерения дали точность определения положения кометы 1500 км, что совершенно недостаточно для наведения аппарата «Джотто», который должен был пролететь на расстоянии около 600 км от ядра кометы.

Наблюдения кометы телекамерами аппаратов «Вега-1, -2», которые прошли на расстоянии ~9000 и ~8000 км соответственно, позволили точно зафиксировать положение ядра кометы внутри ее комы.

В итоге уточненная орбита кометы определялась путем совместной статистической обработки трех видов информации: измерений положения КА «Вега», наземных астрометрических измерений и оптических наблюдений с борта аппаратов «Вега». Существенно также то, что положение аппаратов «Вега» определялось не только на основе традиционных измерений дальности и радиальной скорости, но и с привлечением интерферометрических измерений, которые давали угловое положение между аппаратами и квазарами, излучающими на волне 18 см. Эти измерения проводились станциями сети DSN, расположенными в Голдстоуне, Мадриде и Канберре. Использование этих данных позволило достигнуть знания положения аппаратов «Вега» с точностью 120 км.

В результате было найдено положение кометы в момент пролета аппарата «Джотто» с ошибкой менее 150 км. Это позволило провести заключительный маневр для перенацеливания аппарата «Джотто» и обеспечить его пролет на расстоянии 600 ± 20 км от ядра кометы.

Проект «Лоцман» осуществлялся в коопeraçãoции трех организаций: Интеркосмос, ЕКА и НАСА.

Отличительной чертой миссии «Вега» является её многоцелевой характер: одна и та же АМС использовалась и для доставки на Венеру спускаемого аппарата с аэростатным зондом, и для исследования кометы Галлея. Вторая важная особенность – широкая международная коопeraçãoция. В научных экспериментах «Веги» участвовали, кроме советских специалистов девяти стран: Австрии, НРБ, ВНР, ГДР, ПНР, США, Франции, ФРГ и ЧССР. Ни в одной планетной экспедиции раньше международное сотрудничество не играло такой большой роли. Для решения наиболее важных вопросов, связанных с реализацией миссии «Вега» и требующих участия специалистов разных стран, был создан Международный научно-технический комитет (МНТК) под председательством академика Р.З. Сагдеева; все техническое руководство по реализации этого триумфального проекта осуществлялось генеральным конструктором НПО им. С.А. Лавочкина В.М. Ковтуненко.

Полученный опыт реализации проекта «Вега» в дальнейшем был использован при разработке международных проектов «Гранат», «Фобос», «Марс-96», а также при разработке планируемой в ближайшее время экспедиции «Фобос-Грунт».

Список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Поплищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.

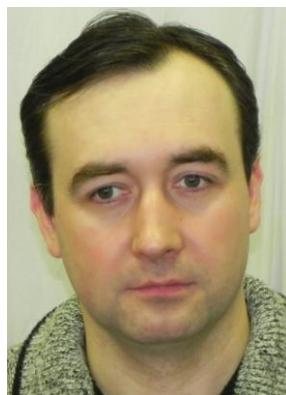
Долгополов В.П., Пичхадзе К.М., Суханов К.Г. и др. Автоматические станции «Вега-1» и «Вега-2». Функционирование спускаемых аппаратов в атмосфере Венера // Космические исследования, 1987. Т. XXV, вып. 5.

Долгополов В.П., Пичхадзе К.М., Суханов К.Г. и др. Автоматические станции «Вега-1» и «Вега-2». Функционирование пролетных аппаратов при встрече с кометой Галлея // Космические исследования, 1987. Т. XXV, вып. 6.

Описание и научные задачи международного проекта «Венера-Галлей» (1984-1986). Международный научно-технический комитет по проекту «Венера-Галлей» // Imprimerie Louis-Jean - Novembre 1984 France.



ВОЛОДИН
Николай Михайлович
ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»
E-mail: tenzo@laspace.ru



МИШИН
Юрий Николаевич
исследователь при аспирантуре ФГУП
«НПО им. С.А. Лавочкина»
E-mail: tenzo@laspace.ru



КАМИНСКИЙ
Владимир Васильевич
доктор технических наук
Физико-технический институт
им. А.Ф. Иоффе РАН
E-mail: vladimir.kaminski@mail.ioffe.ru

УДК 546.65:621.382:531.781

ТЕНЗОМЕТРИЯ НА ОСНОВЕ РЕДКОЗЕМЕЛЬНЫХ ПОЛУПРОВОДНИКОВ В КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

N.M. Володин, Ю.Н. Мишин, В.В. Каминский

Рассматриваются вопросы использования моносульфида самария в тензометрии. Доказано его превосходство в сравнении с другими известными тензочувствительными материалами и объяснены эти преимущества с точки зрения физики твердого тела. Рассмотрены технологические вопросы и указаны конкретные физические и метрологические параметры.

Ключевые слова: моносульфид самария; тензорезистор; деформация; датчик механических величин; электрическое сопротивление; тензочувствительность.

SC STRAIN GAUGING BASED ON RARE-EARTH SEMICONDUCTORS N.M. Volodin, Y.N. Mishin, V.V. Kaminsky

The article covers issues on use of samarium monosulfide in strain gauging. Its superiority is proved in comparison with other known tensosensitive materials and the advantage is justified from the point of view of solid-state physics. Technological issues are considered and specific physical and metrological parameters are defined.

Key words: samarium monosulfide; resistance strain gage; deformation; mechanical quantities sensor; electrical resistance; tensosensitivity.

Среди множества проблем, которые встают перед инженерами и учеными в аэрокосмической отрасли, вопросы создания равнопрочных конструкций самолетов и космических аппаратов занимают не последнее место. С одной стороны, конструкция КА не должна разрушиться, с другой, каждый килограмм лишнего веса, поднятый на орбиту спутника Земли или на другую планету, обходится очень дорого.

Прочнисты и конструкторы стремятся к минимальному весу КА при сохранении его прочности. Использование вычислительной техники и современных программ для прочностных расчетов значительно упростили и ускорили процесс расчетов, однако наличие множества неизвестных приводит к необходимости экспериментальной проверки произведенных расчетов, тем более что не исключена возможность установки деталей, имеющих скрытые дефекты.

Измерение напряженного состояния (деформации) деталей в настоящее время производится исключительно с помощью тензорезисторов (ТР). Открытый в 1856 году Кельвином тензоэффект – изменение электрического сопротивления от деформации – нашел практическое применение лишь в тридцатых годах 19 века, когда были изготовлены первые проволочные ТР, и с этого момента началось завоевание измерительной техники этим маленьким дешевым прибором. Собственно, его величина и дешевизна сыграли главную роль в исключительно быстром развитии тензометрии.

Появление фольговых ТР еще более расширило сферу применения тензометрии. С помощью литографии можно легко изготавливать ТР любой топологии. Этим объясняется значительное количество типоразмеров ТР, предлагаемых рынком сегодня. Мембранные, тензорезисторы для измерения сдвиговых деформаций, цепочки, розетки различных типов – вот далеко не полный перечень различных по конфигурации ТР. Различная база (0,5, 1, 2, 3, 5, 10 мм), различное сопротивление (100, 120, 200, 350, 400, 800 Ом), различное расположение контактных площадок еще более увеличивает разнообразие выпускаемых ТР.

Мир сегодня потребляет несколько сотен миллионов ТР в год. Всю сферу применения ТР можно разделить на две части:

1. Измерение деформаций (испытания на прочность).

2. Изготовление датчиков механических величин (ДМВ). ТР для ДМВ могут принципиально отличаться от других ТР тем, что они могут иметь любую поперечную чувствительность, что совершенно недопустимо в ТР, используемых для измерения деформаций.

Несмотря на перечисленные преимущества, существует два параметра, которые не позволили широко использовать ТР и тензорезисторные ДМВ (ТДМВ) в космических аппаратах. Коэффициент тензочувствительности (КТ), который отражает степень влияния деформации на изменение сопротивления ТР, у большинства металлов невелик и равен примерно 2 ($(\Delta R/R)/(\Delta L/L) = 2$). Стандартный выходной сигнал ТДМВ – 2 мВ/В требует значительного усиления, а вес бортовых тензоусилителей ограничивает количество каналов.

С другой стороны, энергопотребление ТР и ТДМВ слишком велико. При сопротивлении тензомоста 400 Ом и питании 5 В один канал потребляет ток 12.5 мА. Это много, и кажется невозможным устанавливать желаемое количество ТДМВ на КА.

Указанных выше недостатков лишены полупроводниковые ТР (ПТР). Антимонид индия, арсенид

галлия, германий и некоторые другие полупроводниковые материалы обладают большим тензоэффектом (Логинов В.Н., 1970). Наиболее широкое практическое применение нашли кремниевые ТР (Глаговский Б.А., Пивен И.Д., 1972), возможно, потому, что этот материал хорошо исследован в связи с его использованием в микроэлектронике. Чувствительность ПТР в 50-60 раз выше, чем у металлических. Они вырезаются из монокристалла по определенным кристаллографическим направлениям – [100] у кремния n-типа и [111] у кремния p-типа. Но широкого применения в измерительной технике ПТР не нашли, главным образом из-за их высокой стоимости (Немец И., 1970). Единственной сферой применения ПТР являются ТДМВ, к которым предъявляются специальные требования, например высокий выходной сигнал.

Имея ввиду изложенное выше, можно прийти к заключению, что удовлетворительных ТР для использования в КА сейчас промышленность не выпускает, поэтому особый интерес вызывает моносульфид редкоземельного элемента самария (SmS), у которого был обнаружен очень высокий КТ. Тензорезистивный эффект в SmS был впервые обнаружен в 1977 году (Каминский В.В., Голубков А.В., 1979). Первые исследования нового полупроводникового тензочувствительного материала были проведены в ФТИ им. А.Ф. Иоффе, где была разработана методика выращивания монокристаллов SmS. Назовем его преимущества.

1. Материал обладает рекордной чувствительностью к деформации. КТ при $T=300^{\circ}\text{K}$ достигает значений 260 (Ом/Ом)/(м/м), коэффициент пьезосопротивления всестороннего сжатия – $6 \cdot 10^{-3} \text{ МПа}^{-1}$.

2. Температурный коэффициент сопротивления (ТКС) SmS можно изменять в широких пределах как с помощью дипирования европием или селеном, так и различными режимами испарения и осаждения, что обеспечивает получение и тензорезисторов, и терморезисторов.

3. SmS, в отличие от других полупроводников, в том числе и от кремния, обладает линейными характеристиками, что облегчает математическую обработку результатов измерений и тарировку датчиков, и, в конечном счете, повышает точность измерений.

4. SmS является одним из наиболее тугоплавких и термостойких материалов ($T_{\text{пл}}=2300^{\circ}\text{C}$). Это обуславливает его высокую стабильность во времени и под действием проникающей радиации. Изменение параметров пленочных структур на основе SmS при γ -облучении до доз 10^{10} рентген не превышает 1%, а работоспособность сохраняется при интенсивности облучения 10^6 рентген/час.

5. Уникальным свойством SmS является наличие фазового перехода полупроводник-металл. Существует простой метод перевода напыленной поликристал-

лической пленки SmS в металлическое состояние, при этом изменяются сопротивление, ТКС, КТ. Появляется возможность регулировки тензомостов без введения дополнительных регулировочных элементов.

Хорошая технологичность определяется следующими свойствами SmS.

1. Высокая концентрация электронов проводимости ($10^{19} \div 10^{21} \text{ см}^{-3}$) упрощает создание омических контактов; уменьшает переходные сопротивления между кристаллитами в поликристаллических структурах; снижает требования к чистоте материала и другим условиям выполнения технологических операций; повышает необходимое количество примесей, вводимое при дипировании, что облегчает контроль, снижает чувствительность электрических параметров к наличию дефектов структуры.

2. Изотропность всех электрических параметров облегчает создание различных измерительных схем, не зависящих от топологии первичных преобразователей.

3. Термический коэффициент линейного расширения (ТКЛР) моносульфида самария имеет такую же величину, как и сталь, что не приводит к излишним температурным напряжениям на стальных упругих элементах.

4. Можно формировать поликристаллические пленки SmS на любом субстрате, выдерживающем температуру 300° С, тогда как для кремния в качестве упругого элемента используют только кремний (КНК - кремний на кремнии) или сапфир (КНС – кремний на сапфире).

Перечисленные преимущества редкоземельного полупроводника объясняются его уникальной зонной структурой. Она имеет три основных особенности.

1. Дно зоны проводимости образовано состояниями s-типа, сферическая симметрия которых приводит к изотропности всех эффектов, связанных с повышением концентрации электронов проводимости.

2. 4f-электроны ионов самария образуют локализованные состояния, которые находятся в запрещенной зоне на оптимальном расстоянии от дна зоны проводимости (0,23 eV) и играют роль доноров с необычайно большой концентрацией, $1,8 \cdot 10^{22} \text{ см}^{-3}$, недостижимой в других полупроводниках. Кроме того, 4f-уровни обладают большим барическим сдвигом – 0,15 meV/MPa. Все это приводит к возникновению фазового перехода полупроводник-металл и рекордно большим величинам тензорезистивного эффекта.

3. Валентная зона отстоит достаточно далеко от зоны проводимости (2,3 eV), поэтому она не участвует в явлениях электропереноса и не оказывает влияния на используемые в полупроводниковых материалах эффекты, связанные с переходами электронов между 4f-уровнями и зоной проводимости. Широкая запрещенная зона является одной из предпосылок термо- и радиационной стойкости.

Реализацией всех перечисленных преимуществ занимались инженеры НПО им. С.А. Лавочкина, перед которыми стояло множество нерешенных задач. Основные из них:

1. Режимы испарения и конденсации поликристаллической пленки SmS.

2. Поиск контактного материала и технология его испарения.

3. Поиск наиболее оптимального материала для формирования разделительной диэлектрической пленки.

Трудность конденсации поликристаллической пленки SmS, имеющей такую же стехиометрию, как и испаряемый материал, усугубляется тем, что существуют еще два сульфида самария – Sm₂S₃ и Sm₃S₄. Поэтому, если напрямую термически испарять SmS, на подложке конденсируется конгломерат сульфидов самария. Оптимальным оказался метод взрывного испарения, когда на нагретый до 2500 - 2700° С испаритель медленно ссыпается измельченный и просеянный порошок SmS. При соприкосновении крупинки порошка с раскаленным испарителем она как бы взрывается - мгновенно испаряется - и, без изменения стехиометрии, осаждается на подложку.

В процессе поиска «не шумящего» контактного металла были опробованы медь, железо, никель, кобальт, хром, олово, свинец, алюминий, который и оказался искомым материалом. Критерием пригодности материала для организации качественного контакта была амплитуда случайных колебаний («шум») выходного напряжения с измерительной диагонали тензомоста, одним из плеч которого был экспериментальный ПТР на основе SmS с исследуемым контактным материалом. В этой работе мы считаем допустимой величину «шума» $\leq \pm 0,2 \mu\text{V/V}$. Питание тензомоста осуществлялось постоянным напряжением 5В. Электрическое сопротивление исследуемых тензорезисторов находилось в интервале 200 \div 200 000 Ом.

Наконец, в качестве материала для разделительной диэлектрической пленки была выбрана моноокись кремния SiO. К достоинствам этого материала можно отнести возможность испарения из молибденовой лодочки, которая выдерживает значительное количество циклов. Лодочка представляет собой молибденовую трубку, которая перфорирована с одной (верхней) стороны. В трубку засыпается SiO, а ее концы зажимаются в токоподводах. Пары моноокиси выходят через перфорацию и осаждаются на подложке. Хорошая адгезия позволяет осаждать диэлектрическую пленку SiO практически на любой субстрат, в качестве которого чаще всего выступают стальные упругие элементы. Примерное равенство ТКЛР стали, моноокиси кремния и моносульфида

самария позволяет получать «сэндвичи» из нескольких слоев пленок без температурных механических напряжений. На очищенный в ультразвуковой ванне стальной упругий элемент авторы осаждали пленку SiO толщиной до 5 мкм, которая вряд ли удержалась бы на субстрате, в случае большой разницы в ТКЛР субстрата и пленки вследствие больших сдвиговых напряжений, которые возрастают с ростом толщины пленки.

Итак, рассмотрев достоинства выбранного материала и отработав основные технологические операции, можно приступить к разработке конкретных ТДМВ для КА. Перечислим отличительные признаки таких датчиков.

1. Сразу отметим, что весь спектр космической радиации не опасен для ТДМВ на основе SmS.

2. Для питания ТДМВ можно использовать напрямую, без каких-либо преобразований (кроме стабилизации), бортовое напряжение 27 В (после стабилизации, скажем, 25 В).

3. При напряжении $U=25$ В и сопротивлении тензомоста $R=50\,000$ Ом он будет потреблять ток $I=0.5$ мА и при этом рассеивать мощность $W=0.0125$ Вт. Для сравнения обычный ТДМВ с металлическими ТР имеет: $R=400$ Ом; $I=12.5$ мА; $U=5$ В; $W=0.0625$ Вт. Таким образом, рассеиваемая мощность снижается в несколько раз.

4. Вычислим выходной сигнал ТДМВ, оснащенного ТР из моносульфида самария. Упругие элементы ТДМВ рассчитываются из условия, чтобы в местах установки ТР, при номинальной нагрузке, механическое напряжение (σ) на стали равнялось 20 кГ/мм², что соответствует относительной деформации $\varepsilon = \sigma/E = 0.001$, где E – модуль упругости материала. Тогда относительное изменение сопротивления ТР $\Delta R/R = \varepsilon \cdot S = 0.001 \cdot 80 = 0.08$. У тензомостов $\Delta R/R = \Delta U/U$, следовательно, выходной сигнал $\Delta U = 0.08 \cdot 25 = 2$ В. В стандартном «металлическом» ТДМВ $\Delta U = 10$ мВ, то есть в 200 раз ниже.

5. Экспериментально подтвержденный рабочий температурный диапазон ТДМВ с ТР на основе SmS $-200 \div +400^\circ$ С. Это перекрывает температурные условия, встречающиеся в открытом космическом пространстве.

6. Немаловажным для применения в КА является возможность миниатюризации, а значит, и снижения веса, ТДМВ, так как габариты чувствительной зоны ТР на основе SmS весьма малы: 0.1×0.1 мм².

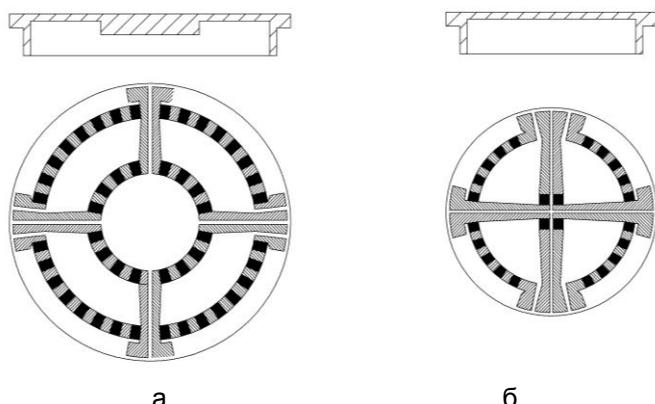
Суммируя изложенное, можно утверждать, что на сегодняшний день не существует датчиков с подобными характеристиками. Конструктор ТДМВ может делать акцент на каком-либо одном свойстве ПТР, например, можно получить большой сигнал на выходной диагонали моста, а можно работать при гораздо более низких механических напряжениях упругого

элемента, увеличивая таким образом, коэффициент запаса прочности, или еще более уменьшить энергопотребление датчика, доведя ток питания тензомоста до нескольких единиц мА.

Следует иметь в виду, что все изложенное уже нашло практическое применение. Авторами отработаны операции для интегрального исполнения тензорезисторных датчиков давления, которые были изготовлены и успешно прошли испытания на ведущих предприятиях в нашей стране и за рубежом. Были решены вопросы температурной компенсации «дрейфа нуля», балансировки тензомоста, компенсации изменения крутизны градуировочной характеристики за счет изменения жесткости упругого элемента от температуры.

Изготовлены экспериментальные образцы датчиков абсолютного и избыточного давлений различных номиналов: 0,2; 0,6; 2; 4; 12; 30; 60 МПа. Упругим элементом служили мембранны: гладкие для давления выше 1,5 МПа и с жестким центром, для давления ниже 1,5 МПа, так как гладкие мембранны, рассчитанные для низких давлений, не линейны.

На рисунке 1 показаны возможные топологии двухканальных измерительных схем датчиков давления на мемbrane с жестким центром (а) и на гладкой мемbrane (б). Черным обозначены ТР, серым – металлические коммуникации. ТР, расположенные на окружности меньшего диаметра (16 шт.), при воздействии давления сжимаются, а на большой окружности (32 шт.) – растягиваются. Для двух каналов (двух тензомостов) требуется всего лишь 8 ТР, поэтому остальные шунтируются после подбора нужных ТР для сборки равновесных мостов.



а – топология двухканальной измерительной схемы датчика давления на мемbrane с жестким центром;
б – топология двухканальной измерительной схемы датчика давления на гладкой мемbrane.

Рисунок 1. Возможное размещение ТР и коммуникаций на мембранах



а

б

а – размещение ТР, нормирующих и компенсационных элементов на мемbrane с жестким центром; б – размещение ТР, нормирующих и компенсационных элементов на гладкой мемbrane.

Рисунок 2. Фотографии датчиков давления с открытыми мембранными

На рисунке 2 представлены фотографии реальных датчиков давления без верхнего кожуха и разъема так, чтобы была видна топология измерительной схемы. В этих датчиках схемно осуществлены все компенсации. Следует отметить, что авторы не располагали надлежащим оборудованием для подгонки резисторов. Использование лазерной подгоночной машины могло бы значительно уменьшить количество рабочих, нормирующих и компенсационных элементов на мембранах. Вполне возможно размещение двухканальной измерительной схеме на мемbrane диаметром 5 или менее миллиметров.

На рисунке 3 представлено фото полностью собранного двухканального датчика абсолютных давлений на 4 МПа.

Мы рассмотрели здесь возможность применения редкоземельного полупроводника для измерения одной конкретной величины – давления. Мембранные упругие элементы могут использоваться до давлений 200 МПа, так как при более высоких давлениях из-



Рисунок 3. Датчик давления

гибные напряжения заменяются сдвиговыми. В интервале 200÷450 МПа разумно пользоваться барорезисторами. Верхний предел этого интервала ограничен фазовым переходом полупроводник-металл.

Возможность применения моносульфида самария для измерения других механических величин и, собственно деформации будут рассмотрены в других публикациях.

Список литературы

Глаговский Б.А., Пивен И.Д. Электро-тензометры сопротивления. Л.: Энергия, 1972. С. 14.

Каминский В.В., Голубков А.В. Пьезосопротивление полупроводникового сульфида самария // Физика твердого тела, 1979. Т. 21, вып. 9. С. 2805-2807.

Логинов В.Н. Электрические измерения механических величин. М.: Энергия, 1970. С. 14.

Немец И. Практическое применение тензорезисторов. М.: Энергия, 1970. С. 10.



ШИБАЛОВ
Михаил Васильевич
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», член-корреспондент Академии наук
Авиации и Воздухоплавания
E-mail: bonch38@mail.ru



АНАНЬЕВ
Анатолий Иванович
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,
кандидат технических наук



КУРКОВ
Александр Александрович
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», член-корреспондент Академии наук
Авиации и Воздухоплавания



БАБИЧЕВ
Олег Викторович
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,
E-mail: oleg21-12@rambler.ru

УДК 669.715

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПЕРЬЕВОЙ КРИСТАЛЛИЗАЦИИ НА СВОЙСТВА СВАРНЫХ ШВОВ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА АМГ6

М.В. Шибалов, А.И. Ананьев, А.А. Курков, О.В. Бабичев

Рассмотрены два типа макроструктурных аномалий в сварных швах сплава АМг6 – волокнистые и перьевые кристаллы. Установлено, что перьевые кристаллы создают анизотропию металла шва. Основным показателем анизотропии является относительное удлинение.

Ключевые слова: погонная энергия сварки; перьевые кристаллы; микрорентгенография; анизотропия.

STUDY OF PEN CRYSTALLIZATION IMPACT ON PROPERTIES OF AMG6 ALUMINUM ALLOY WELDS *M.V. Shibalov, A.I. Ananyev, A.A. Kurkov, O.V. Babichev*

The article covers two types of macrostructural anomalies in AMg6 alloy welds: they are fibrous and pen crystals. It was ascertained that pen crystals create anisotropy of weld's metal. The main parameter of anisotropy is percent elongation.

Key words: welding energy input; pen crystals; microradiography; anisotropy.

Сплав АМг6 широко используют в производстве разгонных блоков и других изделий космической техники. Для неразъемного соединения деталей применяют сварку. Все сварные соединения (СС) в изделиях «НПО им. С.А. Лавочкина» проходят стопроцентный контроль рентгеновским просвечиванием с целью обнаружения всякого рода несплошностей: трещин, пор, окисных включений и др. Их допустимые размеры регламентированы в нормативной документации.

В свете новых подходов к повышению надежности изделий космической техники предлагается ужесточить отбор исходных материалов и технологий. За счет введения дополнительных методов контроля

качества следует отбирать такие исходные материалы и технологии, которые при сниженных пределах поля допуска значений прочности выдерживают увеличенную до верхней границы поля допуска эксплуатационную нагрузку (Давыдов А.Н., 2010).

При рентгеновском контроле сварных швов сплава АМг6 иногда обнаруживают на снимках продольные полосы с размытыми очертаниями. Причиной их является дифракция рентгеновских лучей на волокнистых дендритах алюминия, образующихся в верхней части шва при высокой скорости сварки. Механические испытания растяжением СС с включениями волокнистых кристаллов не показали заметного

влияния их на прочность и пластичность при нормальных условиях (Кондратьева Н.Б. и др., 1968).

С повышением погонной энергии (ПЭ), уменьшением скорости сварки в металле шва образуется другой вид структурных аномалий – перьевые кристаллы алюминия, которые также могут тянуться вдоль шва, иногда достигая его верхней и нижней границ (Хорн Ф., 1977). Влияние их на механические свойства сварных швов подробно не изучено. Микрорентгенограмма перьевых кристаллов в сварном шве сплава АМг6 показана на рисунке 1.

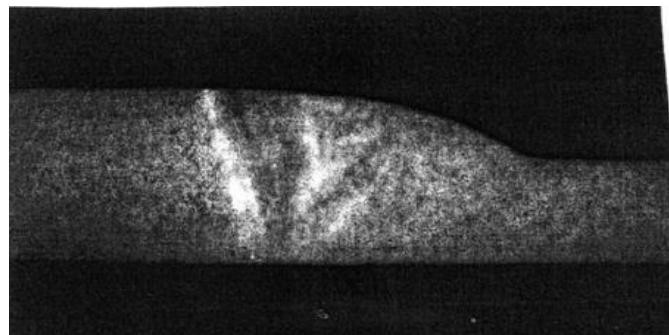


Рисунок 1. Перьевые кристаллы в сварном шве

Учитывая тот факт, что при контрольно-технологических испытаниях изделий разрушение зачастую происходит по сварке, представляется интерес исследовать роль перьевых кристаллов в металле шва, их влияние на механические свойства СС. Кристалл по своей природе анизотропен. При мелкозернистой структуре шва анизотропия отдельного зерна нивелируется. Однако аномально крупные перьевые кристаллы могут вызвать анизотропию металла шва. Подобно тому, как это имеет место в алюминиевых отливках, перьевые кристаллы вызывают повышенный разброс пластичности образцов, вырезанных как из отливки, так и из листа, полученного после проката (Бочвар О.С., Эсхина Э.В., 1968). А в стальном литье перьевые кристаллы могут явиться причиной расслоения листа, прокатанного из таких слитков (Хорн Ф., 1977).

Согласно диаграмме состояния алюминиевых сплавов, перьевые кристаллы в алюминиевом сплаве представляют собой практически чистый алюминий. По мере легирования сплава разница в механических свойствах перьевого кристалла и окружающего матричного сплава возрастает. При этом перевой кристалл становится мягкой прослойкой. Степень концентрации напряжений и несущая способность СС с мягкой прослойкой зависит от ее относительной толщины, ориентации и условий нагружения. Чем меньше относительная толщина прослойки, тем жестче напряженное состояние при растяжении, больше растут напряжения при деформации и больше контактное упрочнение прослойки при растяжении. При кручении контактное упроч-

нение прослойки отсутствует и прочность сварного соединения определяется только прочностью мягкой прослойки. Методом накатанных сеток установлено, что при кручении вся пластическая деформация локализована в прослойке (Бакин О.А., Шарон Р.З., 1962; Бакин О.А., 1964). По-видимому, в случае наклона мягкой прослойки к плоскости вращения или к направлению растягивающего усилия ее контактное упрочнение и деформационная способность СС займут промежуточное положение между чистым растяжением и кручением.

Выявление условий, при которых перьевая кристаллизация имеет место, и оценка влияния ее на механические свойства СС сплава АМг6 – предмет данной статьи. Исследование структурных аномалий производилось методом микрорентгенографии. Для этого из сварных швов электроэррозионным способом вырезались поперечные образцы толщиной порядка 0,5 мм, которые подвергались рентгеновскому просвечиванию. Механические свойства СС исследовались на плоских образцах, сваренныхстык с помощью автоматической аргонно-дуговой сварки. Были изготовлены две партии образцов. В одном случае скорость сварки была 7 м/ч, в другом – 12 м/ч при неизменных других параметрах режима сварки. Ширина образцов для механических испытаний составляла 10 мм, а толщина – порядка 2,5 мм. Усиление и проплав сварного шва предварительно механически удаляли. В каждой партии испытывалось не менее пяти образцов. Растяжение производили при нормальной температуре и при минус 196° С. Использовали испытательную машину TIRA-TEST 2200 (Германия). Скорость деформации составляла 5 мм/мин.

В исследованных образцах, вырезанных из сварных швов, довольно часто встречаются крупные поперечные иглы дендритов (оси второго порядка), выросшие из первичного кристалла (ось первого порядка). Иногда эти иглы простираются на все сечение шва. Возможно, из этих игл вырастает гребенка волокнистых дендритов (оси третьего порядка), составляющих перевой кристалл алюминия. Структурные аномалии алюминия на микрорентгенограммах образцов с повышением ПЭ сварки встречаются значительно чаще.

Предел прочности и относительное удлинение чистого алюминия при нормальных условиях равны 8 кг/мм² и 20% соответственно. Аналогичные свойства сплава АМг6 составляют 25 кг/мм² и 20%. При температуре жидкого азота механические свойства сплава АМг6 и чистого алюминия претерпевают изменения, особенно возрастает различие в значениях относительного удлинения. Для технического алюминия (сплав АД1) оно возрастает до 50%, тогда как у сплава

АМг6 оно остается практически неизменным (Рабкин Д.М., Игнатьев В.Г., Довбященко И.В., 1982; Фридляндер И.Н. и др., 1968). При рентгеновском просвечивании сварных швов, выполненных на повышенной ПЭ, полосы на снимках обнаруживались эпизодически. Однако, в соответствии с результатами ранее проведенного исследования (Шибалов М.В., Ананьев А.И., Чекулаева А.И., 2011), считалось, что металл сварного шва, выполненного на высокой ПЭ, в большей степени поражен перьевыми кристаллами алюминия. Отсутствие полос объясняется тем, что, как и всякий плоскостной дефект, перьевая кристалл может быть обнаружен только в том случае, если его плоскость совпадает с направлением просвечивания. С другой стороны, большинство зародышей перьевых кристаллов не получают значительного развития из-за многообразия факторов, влияющих на процесс кристаллизации. На рисунке 2 показан рентгеновский снимок сварного шва сплава АМг6, выполненного при скорости сварки 7 м/ч и имеющего полосы, вытянутые вдоль шва на несколько сантиметров.

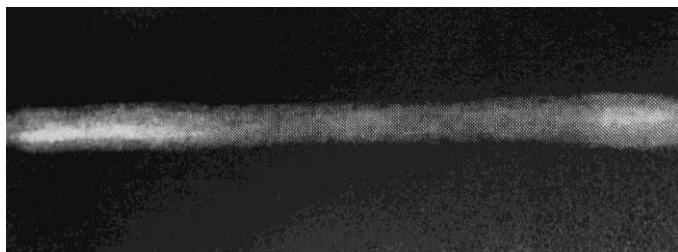


Рисунок 2. Рентгеновский снимок сварного шва с перьевыми кристаллами

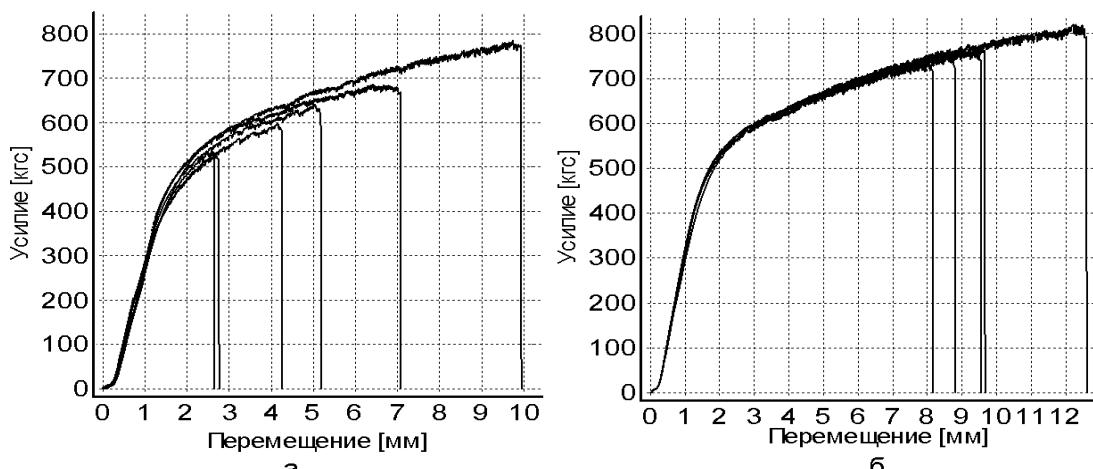
С помощью микрорентгенографического исследования поперечных пластинок, вырезанных из шва (см. рисунок 1), установлено, что продольные полосы

представляют собой проекции перьевых кристаллов (светлые полосы) и прилегающих слоев концентрационного уплотнения примеси (темные полосы). Таким образом, дифракция рентгеновских лучей не является единственной причиной появления полос на снимках сварных швов сплава АМг6.

В результате механических испытаний установлено, что повышение ПЭ сварки ведет к некоторому снижению прочности и значительному уменьшению пластичности. Предел прочности образцов, сваренных при скорости сварки 12 м/ч, составил 31,3 кг/мм², а при скорости 7 м/ч 29,5 кг/мм². В случае низкой ПЭ сварки разрушение СС вязкое по границе сплавления, где имеет место рост зерна. Образцы, сваренные при скорости 7 м/ч, разрушались как по зоне термического влияния, так и по шву. При этом удлинение образцов, выполненных при более низкой ПЭ, примерно в полтора раза выше, чем у образцов другой серии. Кривые нагружения СС при нормальных условиях показаны на рисунке 3.

При понижении температуры испытания до минус 196° С предел прочности и относительное удлинение СС в обоих случаях возросли. При этом пластичность образцов, сваренных при скорости 7 м/ч, осталась ниже, излом переместился в металл шва, разрушение стало хрупким. Характерная пилообразная форма кривых нагружения у всех образцов сохранилась. Но в жидком азоте частота пульсаций резко уменьшилась, а амплитуда увеличилась, что, по-видимому, связано с уменьшением подвижности дислокаций.

С повышением ПЭ рост зерна и, следовательно, разупрочнение металла в околосшовной зоне увеличивается. Однако, вопреки ожиданиям, разрушение образцов, выполненных на повышенной ПЭ, происходило в основном по металлу сварного шва. Это



а – скорость сварки 7 м/ч; б – скорость сварки 12 м/ч.

Рисунок 3. Диаграммы нагружения СС

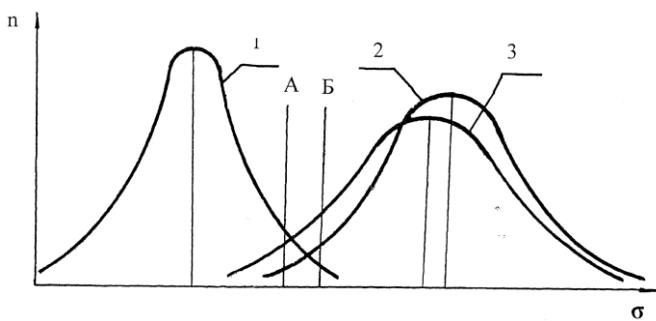


Рисунок 4. Распределение плотности вероятностей нагрузки и несущей способности СС

свидетельствует о том, что при криогенной температуре разупрочнение СС от перьевых кристаллизации превосходит снижение прочности металла околосшовной зоны, вследствие роста зерна. Площадь под кривой растяжения представляет работу разрушения. По этой характеристике (рисунок 3) СС, сваренные при скорости 12 м/ч (штатный режим), превосходят соединения, выполненные при скорости 7 м/ч.

Понижение надежности СС, выполненных на повышенной ПЭ сварки, иллюстрируется на рисунке 4.

К иллюстрации условия безотказной работы изделия, например, сварной конструкции, приведенной в работе (Давыдов А.Н., 2010), добавили вероятностное распределение прочности СС, выполненных на повышенной ПЭ сварки. По оси абсцисс отложены случайные значения прочности СС, а по оси ординат - относительная частота их появления. Кривая 1 на рисунке 4 представляет распределение эксплуатационных нагрузок, кривая 2 - распределение прочности СС, выполненных в штатном режиме, кривая 3 - прочности СС, выполненных на повышенной ПЭ. А - максимально допустимая эксплуатационная нагрузка, Б - минимально допустимая несущая способность СС в изделии. Применительно к производственной практике границей Б может быть, например, давление гидроиспытания сварной конструкции и соответствующее ему минимально допустимое значение прочности СС.

Частота появления минимальных допустимых значений прочности у образцов, выполненных при повышенной ПЭ сварки (точка пересечения кривой 3 с линией Б), превышает таковую у образцов, выполненных в штатном режиме (точка пересечения кривой 2 с линией Б).

В рамках концепции, изложенной в (Давыдов А.Н., 2010), требующей ужесточить входной контроль для повышения вероятности безотказной работы сварных

конструкций, следует учитывать вероятность образования перьевых кристаллов в СС. При отработке режимов сварки, особенно изделий, работающих в условиях криогенной температуры, целесообразно воспользоваться дополнительным критерием качества – микрорентгенографическим анализом поперечных срезов СС на предмет отсутствия перьевых кристаллов и оптимизации режимов сварки.

Авторы выражают благодарность Маслову Александру Евгеньевичу, принимавшему участие в подготовке и проведении испытаний образцов.

Список литературы

Бакин О.А. Работоспособность сварных соединений с мягкой прослойкой при кручении // Сварочное производство, 1964. № 5. С. 4.

Бакин О.А., Шрон Р.З. Прочность при статическом растяжении сварных соединений с мягкой прослойкой // Сварочное производство, 1962. № 5. С. 6.

Бочвар О.С., Эсхина Э.В. Зависимость механических свойств алюминия (99,4%) от исходной структуры слитков //Алюминиевые сплавы: сб. статей. Вып. 5: Конструкционные сплавы. М.: Металлургия, 1968. С. 29.

Давыдов А.Н. Повышение надежности механических конструкций за счет использования современных методов контроля исходных материалов и проведения наземных испытаний // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2010. № 2. С. 39.

Кондратьева Н.Б. и др. Структура наплавленного металла некоторых сварных соединений из сплава Амгб //Алюминиевые сплавы: сб. статей. Вып. 5: Конструкционные сплавы. М.: Металлургия, 1968. С. 96.

Рабкин Д.М., Игнатьев В.Г., Довбщенко И.В. Дуговая сварка алюминия и его сплавов. М.: Машиностроение, 1982. С. 7.

Фридляндер И.Н. и др. Механические свойства некоторых алюминиевых деформируемых сплавов при криогенных температурах //Алюминиевые сплавы: сб. статей. Вып. 5: Конструкционные сплавы. М.: Металлургия, 1968. С. 62.

Хорн Ф. Атлас структур сварных соединений. М.: Металлургия, 1977. С. 76.

Шибалов М.В., Ананьев А.И., Чекулаева А.И. К оценке качества некоторых сварных швов алюминиевого сплава Амгб // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 1. С. 45.

**Требования к рукописям,
представляемым для опубликования в журнале «Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»**

1. К публикации в журнале «Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие профилю журнала.
 2. Статья должна быть подписана всеми авторами. Все страницы должны быть пронумерованы.
 3. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы.
 4. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности (соответственно требованиям ВАК, ГОСТ Р 7.0.7):
 - индекс УДК (слева);
 - инициалы и фамилии авторов, ученое звание и ученая степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), название статьи, краткая аннотация (5-7 строк), ключевые слова (5-6 слов) на русском языке и на английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы.
 5. Рукопись статьи предоставляется в двух экземплярах, напечатанных на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
 6. Набирать текст необходимо в **MS Word**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер –**14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
 7. Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул **Math Equation** или встраиваемый формульный процессор **Math Type**. Формулы в тексте должны быть напечатаны без дополнительных интервалов между строками текста. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте согласно ГОСТ 2.105.
 8. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
 9. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц. (Согласно ГОСТ Р 7.0.5, ГОСТ 7.82).
 10. Рисунки, таблицы и графики оформляются согласно ГОСТ 7.32.
 11. Иллюстративный материал только в **цветном изображении** должен быть четким и не требовать перерисовки.
 12. К статье следует приложить диск с файлами:
 - сформированной статьи;
 - рисунков, таблиц, графиков;
 - фотографий авторов (размер фотографий не менее 6x4);
 - иллюстраций (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
 - сведений об авторах.
- В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), ученое звание, ученую степень, аспирант или соискатель ученой степени, должность, место работы, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), сотовый (предпочтительней), адрес электронной почты.

Издатель

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

Редактор *В.В. Ефанов*

Технический редактор *И.Л. Шевалев*

Корректоры *М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова*

Оформление обложки: *В.М. Давыдов, А.Н. Захаров, И.Л. Шевалев*

Подписано в печать 27.10.2011. Формат 60x84 /8.

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

Тираж 500 экз.

Отпечатано с готового оригинал-макета

в типографии ООО «Полстар» (МАИ),

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

**30-ЛЕТИЕ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ МИССИИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ВЕНЕРА-13 И ВЕНЕРА-14 (СЕРИЯ 4В1М)**

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ
СЕРИИ 4В1М ПРЕДНАЗНАЧЕНЫ
ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ
ПЛАНЕТЫ ВЕНЕРА
С ПОМОЩЬЮ ДОСТАВЛЯЕМОГО
НА ПОВЕРХНОСТЬ ПЛАНЕТЫ
ПОСАДОЧНОГО ЗОНДА,
А ТАКЖЕ С ПРОЛЁТНОЙ ТРАЕКТОРИИ

**НАЧАЛО МИССИИ:
КОСМОДРОМ
БАЙКОНУР.
СТАРТ
КА ВЕНЕРА-13 -
30.10.1981 Г.,
КА ВЕНЕРА-14 -
04.11.1981 Г.**

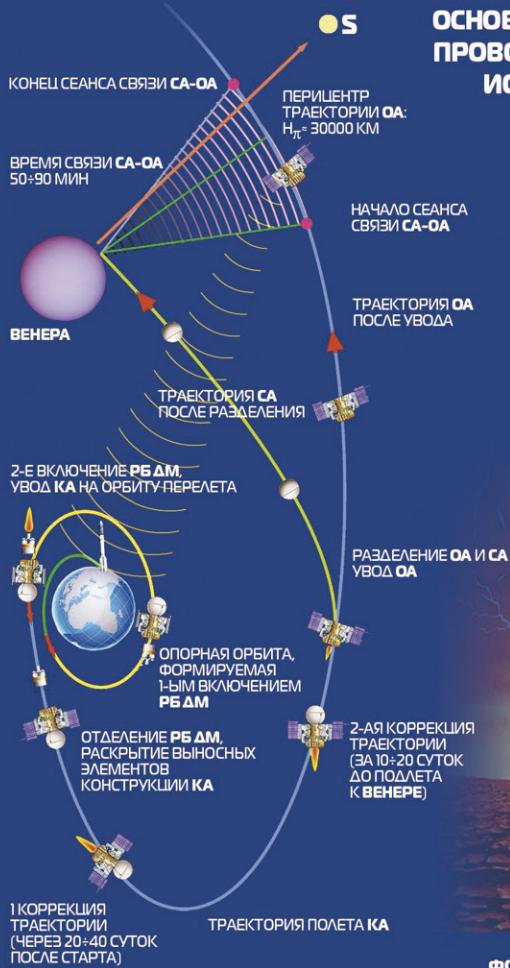


**ВЕНЕРА-13,
ВЕНЕРА-14**



БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ СХЕМА МИССИИ

ОА - ОРБИТАЛЬНЫЙ АППАРАТ
СА - СПУСКАЕМЫЙ АППАРАТ



ОСНОВНЫЕ НАУЧНЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ, ПРОВОДИМЫЕ ПРИ ДЕСАНТИРОВАНИИ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ЗОНДА:

- В ПРОЦЕССЕ СПУСКА –
ИЗМЕРЕНИЯ ОСНОВНЫХ
ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИХ
ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРЫ
ВЕНЕРЫ;
•
В МЕСТЕ ПОСАДКИ –
ПОЛУЧЕНИЕ ЦВЕТНЫХ
ФОТОПАНОРАМ ПОВЕРХНОСТИ
ВЕНЕРЫ,
А ТАКЖЕ ЗАБОР
ОБРАЗЦОВ ГРУНТА И ИХ
ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЙ
АНАЛИЗ.



ФОТОПАНОРНЫ ПОВЕРХНОСТИ ВЕНЕРЫ

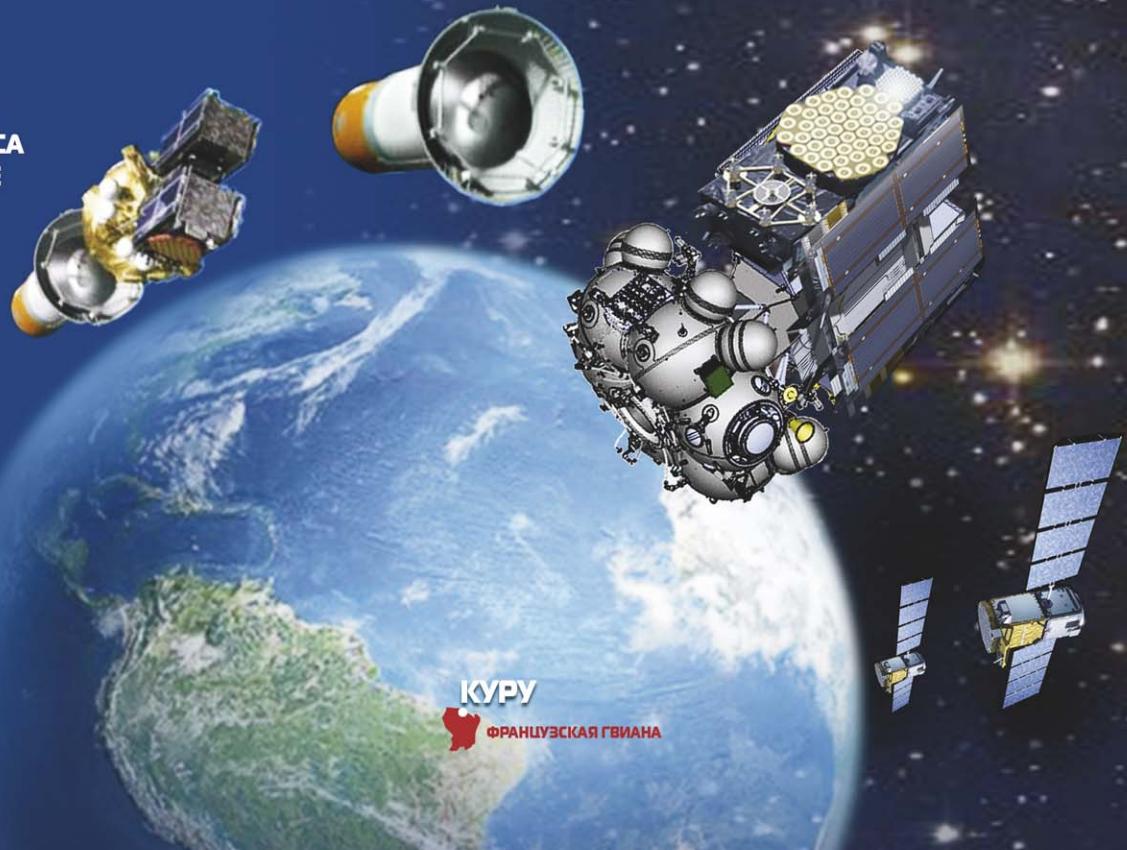


ВЫМПЕЛЫ,
ДОСТАВЛЕННЫЕ
НА ВЕНЕРУ
ПОСАДОЧНЫМ
АППАРАТОМ
МЕЖПЛАНЕТНОЙ
СТАНЦИИ
ВЕНЕРА-13



ПЕРВЫЙ СТАРТ
РОССИЙСКОЙ
РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ **СОЮЗ-СТ**
С РАЗГОННЫМ БЛОКОМ **ФРЕГАТ-МТ**
С КОСМОДРОМА **КУРУ**
ВО ФРАНЦУЗСКОЙ ГВИАНЕ

21 ОКТЯБРЯ 2011 ГОДА
С КОСМОДРОМА **КУРУ**
ВО ФРАНЦУЗСКОЙ ГВИАНЕ
СТАРТОВЫМИ КОМАНДАМИ
ПРЕДПРИЯТИЙ **РОСКОСМОСА**
И КОМПАНИИ **ARIANESPACE**
ВЫПОЛНЕН ПЕРВЫЙ ПУСК
РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ
СОЮЗ-2.1Б (СОЮЗ-СТ)
С РАЗГОННЫМ
БЛОКОМ **ФРЕГАТ-МТ**
И ДВУМЯ
ЕВРОПЕЙСКИМИ
НАВИГАЦИОННЫМИ
СПУТНИКАМИ
GALILEO
НА БОРТУ



ОТДЕЛЕНИЕМ СПУТНИКОВ **GALILEO**
НАД ИНДИЙСКИМ ОКЕАНОМ 21.10.2011 г.
В 18:19 МСК ЗАВЕРШЕНО 27-Е УСПЕШНОЕ
ВЫПОЛНЕНИЕ ЗАКАЗОВ ПО ВЫВЕДЕНИЮ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ОТЕЧЕСТВЕННОГО И ЗАРУБЕЖНОГО
ПРОИЗВОДСТВА НА ЗАДАННЫЕ ОРБИТЫ
РАЗГОННЫМИ БЛОКАМИ
СЕМЕЙСТВА **ФРЕГАТ**

РАЗГОННЫЙ БЛОК
ФРЕГАТ-МТ
ВЫВЕЛ
НА ОКОЛОЗЕМНУЮ
ОРБИТУ
ДВА СПУТНИКА
ЕВРОПЕЙСКОЙ
НАВИГАЦИОННОЙ
СИСТЕМЫ
GALILEO



ESA/CNES/ARIANESPACE - S. Corvaja, 2011



ГРУППА РОССИЙСКИХ
СПЕЦИАЛИСТОВ-
УЧАСТНИКОВ
ЗАПУСКА
НА КОСМОДРОМЕ
КУРУ
14.10.2011