

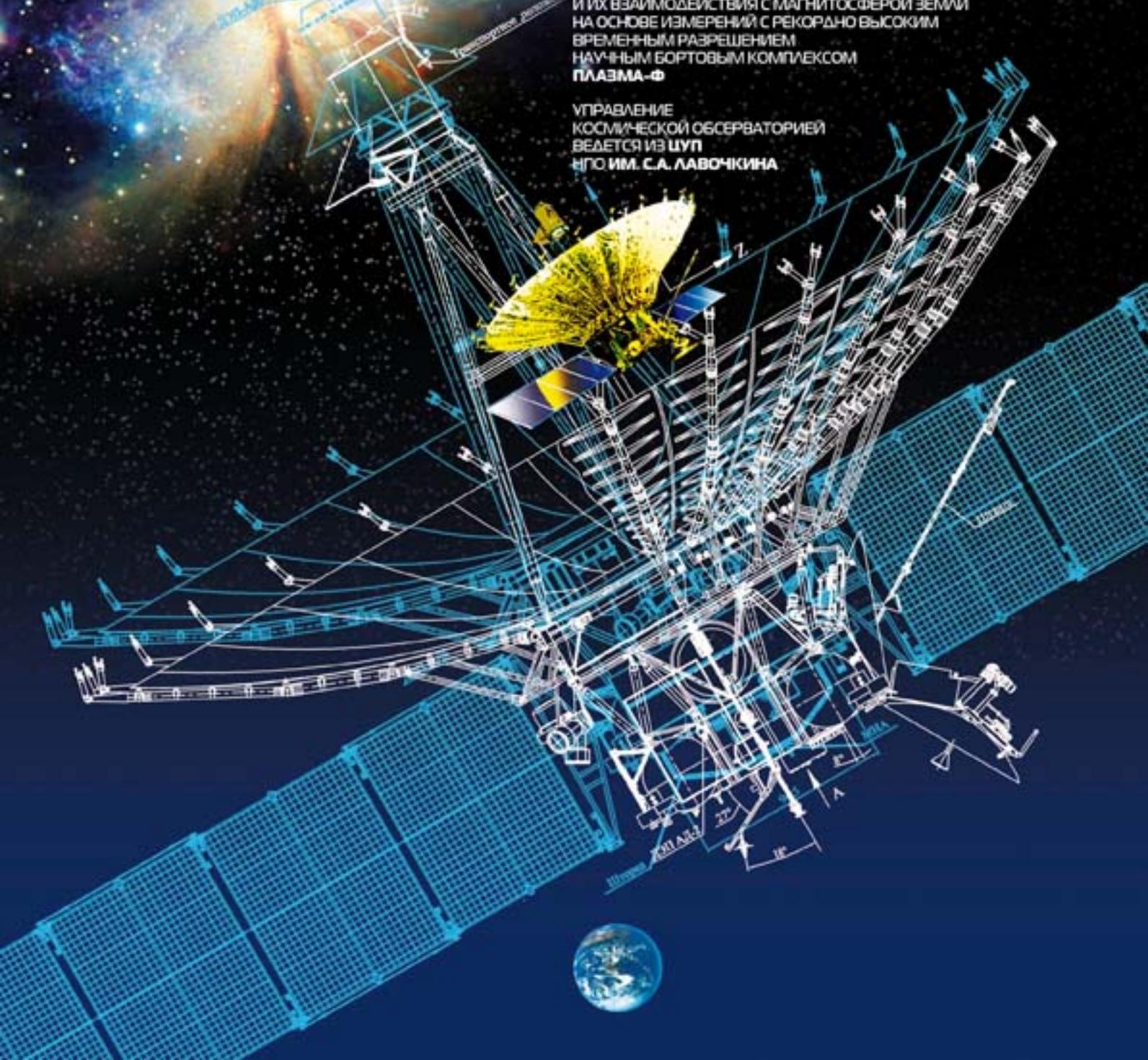


**ПЕРВАЯ ГОДОВЩИНА
УСПЕШНОЙ РАБОТЫ
РОССИЙСКОЙ КОСМИЧЕСКОЙ
АСТРОФИЗИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ**

РАДИОАСТРОН СПЕКТР-Р

ОБЕСПЕЧИНО СВЕРХВЫСОКОТОЧНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
КОСМИЧЕСКИХ ИСТОЧНИКОВ РАДИОИЗЛУЧЕНИЯ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ УНИКАЛЬНОЙ БОРТОВОЙ АНТЕННЫ
ДИАМЕТРОМ 10 МЕТРОВ, А ТАКЖЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
СОЛНЕЧНОГО ВЕТРА, ЭНЕРГИЧНЫХ ЧАСТИЦ
И ИХ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ С МАГНИТОСФЕРОЙ ЗЕМЛИ
НА ОСНОВЕ ИЗМЕРЕНИЙ С РЕКОРДНО ВЫСОКИМ
ВРЕМЕННЫМ РАЗРЕШЕНИЕМ.
НАУЧНЫМ БОРТОВЫМ КОМПЛЕКСОМ
ПЛАЭМА-Ф

УПРАВЛЕНИЕ
КОСМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИЕЙ
ВЕДЕТСЯ ИЗ ШУП
НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА





НАВИГАТОР

ЭЛЕКТРО-Л № 1
ГЕОСТАЦИОНАРНЫЙ
ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЙ
КОСМИЧЕСКИЙ
КОМПЛЕКС



**ПЛАТФОРМА
НАВИГАТОР**
НА СТЕНДОВЫХ
ИСПЫТАНИЯХ



**ОБЩАЯ
КОМПОНОВКА
ПЛАТФОРМЫ
НАВИГАТОР**

**ГЕОСТАЦИОНАРНЫЙ
СЛУТНИК
ЭЛЕКТРО-Л
НА ПЛАТФОРМЕ
НАВИГАТОР**



**НОВАЯ РОССИЙСКАЯ
ОРБИТАЛЬНАЯ
ПРЕЦИЗИОННАЯ
ПЛАТФОРМА
В НЕГЕРМЕТИЧНОМ
ИСПОЛНЕНИИ**

ПЛАТФОРМА
ПРЕДНАЗНАЧЕНА
ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ
РАБОТЫ НА ОРБИТАХ
ИСКУССТВЕННЫХ
СЛУТНИКОВ ЗЕМЛИ
АВТОМАТИЧЕСКИХ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
НАУЧНОГО
И СОЦИАЛЬНО-
ЭКОНОМИЧЕСКОГО
НАЗНАЧЕНИЯ

**ПЕРВЫЕ ЗАПУСКИ
НА ВЫСОКО-
ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ
ОРБИТЫ
ОСУЩЕСТВЛЕНЫ
В ЯНВАРЕ И ИЮЛЕ
2011 ГОДА**

**ПЛАТФОРМЫ
НАВИГАТОР**
УСПЕШНО ОБЕСПЕЧИВАЮТ
РАБОТУ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ЭЛЕКТРО-Л
И СПЕКТР-Р
(РАДИОАСТРОН)

СПЕКТР-Р
ОРИБИТАЛЬНАЯ
АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ
ОБСЕРВАТОРИЯ
КОМПЛЕКСА
РАДИОАСТРОН



**ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ
ПЛАТФОРМЫ НАВИГАТОР**

ОРИЕНТАЦИЯ И СТАБИЛИЗАЦИЯ

точность наведения осей
полезной нагрузки 0,5 угл.мин
скорость переориентации 0,3 град/с
скорость стабилизации 0,0001 / с

МАНЕВР КОРРЕКЦИИ

допустимая длительность
работы двигателя 30 мин
точность выдачи корректирующего
импульса 0,5 град

ПАРАМЕТРЫ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

двигатели коррекции тяга 5 Н
двигатели ориентации и стабилизации тяга 0,5 Н

МАССА
ПЛАТФОРМЫ (сухая) 700-900 кг

ЗАПРАВКА (гидразин) до 570 кг

МАССА
ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ до 2600 кг

ЭНЕРГОПОТРЕБЛЕНИЕ
ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ до 1500 Вт

**СРОК АКТИВНОГО
СУЩЕСТВОВАНИЯ** не менее 10 лет

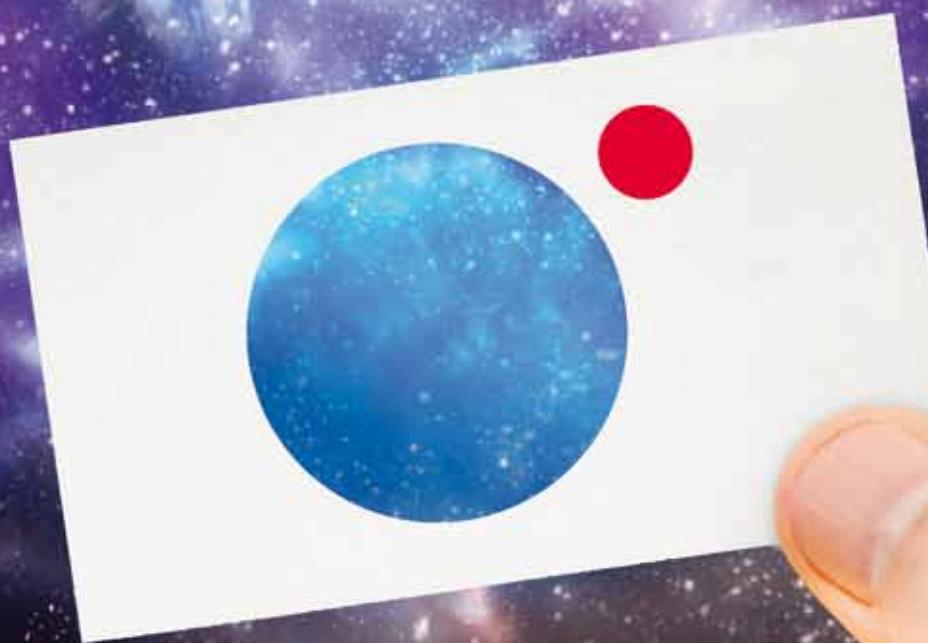
АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ
ОБСЕРВАТОРИЯ
СПЕКТР-Р
НА ПЛАТФОРМЕ
НАВИГАТОР
В ЧЕХЕНЬЮ ИМ.
С. ЛАВОЧКИНА



СПУТНИК

СТРАХОВОЙ ЦЕНТР

Номер лицензии: С 354177



СТРАХОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

 +7 495 787 25 25

с о д е р ж а н и е

Авдеев В.Ю., Алакоз А.В., Александров Ю.А., Андреянов В.В. и др.	Космическая миссия «Радиоастрон». Первые результаты...4
Застенкер Г.Н., Зеленый Л.М., Петрукович А.А., Чесалин Л.С. и др.	Эксперимент «Плазма-Ф» – первые результаты работы...22
Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Верлан А.А., Насыров А.Ф.	
Анализ структуры демонстрационной космической электростанции.....	28
Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В., Страхов И.Г., Цынбал М.Н.	Пиротехнические временные устройства для объектов космической техники.....35
Финченко В.С., Шматов С.И.	Методика оперативного расчёта силового воздействия разреженной атмосферы на космические летательные аппараты.....40
Алябьев С.П., Чистов Э.Г.	О возможности использования коммерческих спутниковых систем связи для передачи телеметрии разгонных блоков и космических аппаратов (технология «флайт-модем»).....48
Сабиров Т.Р., Власов А.И., Мирзамагомедов Ю.И.	
Микрополосковая антенная решётка для бортового радиокомплекса малоразмерных космических аппаратов.....53	
Лупяк Д.С., Лакеев В.Н., Карбанов Н.А.	
Межорбитальный буксир на базе разгонного блока ДМ.....61	
Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Тулин И.Д., Маркачева А.А., Каминский В.В.	Полупроводниковые тензорезисторы на основе моносульфида самария для КА. Саморазогрев.....69
Таргамадзе Р.Ч., Моисеев Д.В., Фам С.К.	О рациональном выборе замкнутого маршрута полета легкого летательного аппарата с учетом прогноза ветра.....76

журнал является рецензируемым изданием

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

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
к.т.н.	М.Б. Мартынов
к.т.н.	А.А. Мошиев
д.т.н.	А.Е. Назаров
к.э.н.	В.М. Романов
	А.В. Савченко
	С.Н. Солововников

редакционный совет

председатель –	
д.т.н.	В.В. Хартов
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. Мелешко
д.т.н.	Г.М. Полищук
академик РАН	Г.А. Попов
д.т.н.	В.Е. Усачев
д.т.н.	В.С. Финченко
д.т.н.	Е.Н. Хохлачев
чл.-корр. РАН	Б.М. Шустов

учредитель

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

ISSN 2075-6941



9 772075 694002

>

chief editor –
 d.eng., professor
K.M. Pichkhadze

deputy chief editor –
 d.eng., professor
V.V. Efanov

editorial board

c.sc. (ec) **K.Z. Karchayev**
T.M. Korostina,
 c.sc. (eng) **M.B. Martynov**,
 c.sc. (eng) **A.A. Moisheev**,
 d.eng. **A.E. Nazarov**,
 c.sc. (ec) **V.M. Romanov**,
A.V. Savchenko,
S.N. Solodovnikov

editorial council

chairman –
 d.eng. **V.V. Khartov**,
 corresponding member RAN
O.M. Alifanov,
 doctor of physical and mathematical sciences
V.V. Asmus,
 academician RAN
A.A. Boyarchuk,
 d.eng. **B.I. Glazov**,
 academician RAN
L.M. Zelenyi,
 d.eng. **A.A. Lyubomudrov**,
 academician RAN
M.Y. Marov,
 d.eng. **Y.A. Matveev**,
 d.eng. **V.Y. Meleshko**,
 d.eng. **G.M. Polishchuk**,
 academician RAN
G.A. Popov,
 d.eng. **V.E. Usachev**,
 d.eng. **V.S. Finchenko**,
 d.eng. **E.N. Khokhlachev**,
 corresponding member RAN
B.M. Shustov

f o u n d e r

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

table of contents

Avdeev V.Yu., Alakoz A.V., Aleksandrov Yu.A., Andreyanov V.V.4
et al. «Radioastron» Space Mission. The first results.....	4
Zastenker G.N., Zelenyi L.M., Petrukovich A.A., Chesalin L.S.22
et al. «Plasma-F» – first results of working.....	22
Sysoev V.K., Pichkhadze K.M., Verlan A.A., Nasirov A.F.28
Analysis of structure of demo space power plant.....	28
Demyanenko D.B., Dudarev A.S., Efanov V.V., Strakhov I.G.,35
Tsinbal M.N. Pyrotechnic timing devices for objects of space35
technics.....35
Finchenko V.S., Shmatov S.I. Method for rapid prediction of40
aerodynamic force effects on space crafts in rarefied gas flow.....	40
Alyabiev S.P., Chistov E.G. On availability of commercial48
communication satellite systems for transfer of SC and upper48
stages telemetry data («flight-modem» technology).....	48
Sabirov T.R., Vlasov A.I., Mirzamagomedov Y.I. Microstrip53
antenna array for small SC onboard radio complex.....	53
Loupiak D.S., Lakeev V.N., Karbanov N.A. The block61
DM-based orbital transfer vehicle.....61
Volodin N.M., Mishin Y.N., Tulin I.D., Markacheva A.A.,69
Kaminskiy V.V. Spacecraft semiconducting resistance strain69
gauge based on samarium monosulfide. Self-heating.....69
Targamadze R.Ch., Moiseev D.V. Fam S.K. Rational choice of76
loop flight rout for a lightweight aircraft subject to the wind76
forecast.....76

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>
- 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>

**КОСМИЧЕСКАЯ МИССИЯ
«РАДИОАСТРОН».
ПЕРВЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ**

**«RADIOASTRON» SPACE MISSION.
THE FIRST RESULTS**

*В.Ю. Авдеев²
V.Yu. Avdeev²
А.С. Андрианов²
A.S. Andreyanov²
Я. Балаш⁴
Ya. Balash⁴
М.С. Бургин²
M.S. Burgin²
П.А. Войцик²
P.A. Voytsik²
О.Б. Дронова²
O.B. Dronova²
Г.С. Заславский⁷
G.S. Zaslavskiy⁷
А.Н. Зиновьев²
A.N. Zinoviev²
А.Б. Киселев³
A.B. Kiselev³
А.А. Коноваленко¹³
A.A. Konovalenko¹³
В.И. Кудак¹⁰
V.I. Kudak¹⁰
А.М. Куткин²
A.M. Kutkin²
Л.Н. Литвиненко¹³
L.N. Litvinenko¹³
С.В. Логвиненко²
S.V. Logvinenko²
З. Немечек⁵
Z. Nemechek⁵
И.Н. Пашченко²
I.N. Pashchenko²
И.А. Рахимов⁶
I.A. Rakhimov⁶
В.А. Серебренников¹
V.A. Serebrennikov¹
К.В. Соколовский²
K.V. Sokolovskiy²
С.Д. Федорчук²
S.D. Fedorchuk²
А.В. Чибисов²
A.V. Chibisov²
А.Е. Ширшаков¹
A.E. Shirshakov¹*

*А.В. Алакоз²
A.V. Alakoz²
М.И. Артюхов¹
M.I. Artukhov¹
К.Г. Белоусов²
K.G. Belousov²
Д.С. Варда⁸
D.S. Varda⁸
И.А. Гирин²
I.A. Girin²
А.А. Дьяков⁶
A.A. Dyakov⁶
Г.Н. Застенкер³
G.N. Zastenker³
А.В. Ипатов⁶
A.V. Ipatov⁶
Ю.А. Ковалев²
Yu.A. Kovalev²
Г.Д. Копелянский²
G.D. Kopelyanskiy²
К. Кудела⁴
K. Kudela⁴
М.Г. Ларионов²
M.G. Larionov²
И.Д. Литовченко²
I.D. Livovchenko²
И.А. Лузанов¹²
I.A. Luzanov¹²
Н.Я. Николаев²
N.Ya. Nikolaev²
А.А. Петрукович³
A.A. Petrukovich³
А.М. Резниченко¹³
A.M. Reznichenko¹³
А.И. Смирнов²
A.I. Smirnov²
В.А. Степаньянц⁷
V.A. Stepanyants⁷
В.В. Хартов¹
V.V. Khartov¹
А.А. Чуприков²
A.A. Chuprikov²
Л.А. Шнырева²
L.A. Shnyreva²*

*Ю.А. Александров²
Yu.A. Aleksandrov²
Н.Г. Бабакин²
N.G. Babakin²
А.В. Бирюков²
A.V. Biryukov²
В.И. Васильков²
V.I. Vasilkov²
Р.Д. Дагкесаманский²
R.D. Dagkesamanskiy²
В.И. Ерошин¹²
V.I. Eroshin¹²
М.В. Захваткин⁸
M.V. Zakhvatkin⁸
Б.З. Каневский²
B.Z. Kanevskiy²
Ю.Ю. Ковалев²
Yu.Yu. Kovalev²
Ю.А. Корнеев²
Yu.A. Korneev²
А.Ю. Кукушкин³
A.Yu. Kukushkin³
М.М. Лисаков²
M.M. Lisakov²
С.Ф. Лихачев²
S.F. Likhachev²
Т.А. Мизякина²
T.A. Misyakina²
Б.С. Новиков^{2,3}
B.S. Novikov^{2,3}
Ю.Н. Пономарев²
Yu.N. Ponomarev²
В.М. Рожков¹²
V.M. Rozhkov¹²
Т.И. Смирнова²
T.I. Smirnova²
Ж-М. Торре¹¹
J-M. Torre¹¹
Г.С. Царевский²
G.S. Tsarevskiy²
Я. Шафранкова⁵
Ya. Shafrankova⁵
В.В. Шпилевский⁶
V.V. Shpilevskiy⁶*

*В.В. Андреянов²
V.V. Andreyanov²
В.Е. Бабушкин¹
V.E. Babushkin¹
А.Е. Бубнов³
A.E. Bubnov³
И.С. Виноградов²
I.S. Vinogradov²
Е.Г. Дегтяренко¹²
E.G. Degtyarenko¹²
В.И. Журавлев²
V.I. Zhuravlev²
Л.М. Зеленый³
L.M. Zeleny³
Н.С. Кардашев²
N.S. Kardashev²
А.В. Коваленко²
A.V. Kovalenko²
В.И. Костенко²
V.I. Kostenko²
В.Ф. Кулишенко¹³
V.F. Kulishenko¹³
Е.А. Литвиненко⁹
E.A. Litvinenko⁹
Л.Н. Лихачева²
L.N. Likhacheva²
В.Н. Назаров³
V.N. Nazarov³
И.Д. Новиков²
I.D. Novikov²
М.В. Попов²
M.V. Popov²
С.В. Сазанков²
S.V. Sazankov²
В.А. Согласнов²
V.A. Soglasnov²
А.Г. Тучин⁷
A.G. Tuchin⁷
Л.С. Чесалин³
L.S. Chesalin³
М.В. Шацкая²
M.V. Shatskaya²
В.Е. Якимов²
V.E. Yakimov²*

В статье представлены материалы о выполнении первого этапа программы полета космического аппарата «Спектр-Р» с космическим радиотелескопом, образующим с наземными радиотелескопами многодиапазонный интерферометр для исследования сверхтонкой структуры объектов Вселенной. Впервые радиотелескоп продемонстрировал работоспособность в автономном и интерферометрическом режимах на расстояниях до 300 000 км от Земли. Приводятся данные об организации управления, основных параметрах и первых результатах миссии «Радиоастрон». Описан эксперимент «Плазма-Ф» для изучения потоков межпланетной плазмы и энергичных частиц.

Ключевые слова: космический аппарат с радиотелескопом; управление полетом; радиоинтерферометрические наблюдения со сверх длинной базой.

¹ ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

² Учреждение Российской Академии наук. Физический институт им. П.Н. Лебедева. Астрокосмический центр, Россия, г. Москва.

³ Учреждение Российской Академии наук. Институт космических исследований (ИКИ РАН), Россия, г. Москва.

⁴ Институт экспериментальной физики Словацкой Академии наук, Словакия.

⁵ Карлов Университет, Чешская Республика.

⁶ Учреждение Российской Академии наук. Институт прикладной астрономии (ИПА РАН), Россия, г. Санкт-Петербург.

⁷ Учреждение Российской Академии наук. Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша (ИПМ РАН), Россия, г. Москва.

⁸ ЗАО «Астрономический научный центр «Проект-Техника».

⁹ Главная астрономическая обсерватория РАН, Пулково.

¹⁰ Ужгородский национальный университет, Украина, г. Ужгород.

¹¹ Обсерватория Кот-д'Азур Университета Ниццы София-Антиполис, Франция, Ницца.

¹² ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем», Россия, г. Москва.

¹³ Институт радиоастрономии Национальной Академии наук Украины, Украина, г. Харьков.

The article deals with data on the first flight phase of «Spektr-R» spacecraft with radio telescope onboard, which jointly with ground radio telescopes act as the multiband interferometer intended for studying of hyperfine structure of the Universe objects.

For the first time radio telescope has demonstrated operability both in stand-alone and interferometer modes at distances up to 300 000 km from the Earth.

The data on flight control, main parameters and the first output of «Radioastron» mission are provided.

Description of «Plasma-F» experiment is given which is aimed at study of interplanetary plasma and energetic particles.

Key words: spacecraft with radio telescope; flight control; VLB radio interferometer observations.

¹ Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

² Institution of the Russian Academy of Sciences. P.N. Lebedev Physical Institute. Astro Space Center, Russia, Moscow.

³ Institution of the Russian Academy of Sciences. Space Research Institute (IKI RAN), Russia, Moscow.

⁴ Institute of Experimental Physics, Slovak Academy of Sciences, Slovakia.

⁵ Charles University, Czech Republic.

⁶ Institution of the Russian Academy of Sciences. Institute of Applied Astronomy (IPA RAN), Russia, Saint-Petersburg.

⁷ Institution of the Russian Academy of Sciences. M.V. Keldysh Institute of Applied Mathematics (IPM RAN), Russia, Moscow.

⁸ JSC «Astronomical Science Center «Project Tekhnika».

⁹ The Central Astronomical Observatory of the Russian Academy of Sciences at Pulkovo.

¹⁰ Uzhhorod National University, Ukraine, Uzhgorod.

¹¹ Cote d'Azur Observatory of Universitu of Nice – Sophia Antipolis, France, Nice.

¹² JSC «Russian Space Systems», Russia, Moscow.

¹³ Institute of Radio Astronomy of National Academy of Sciences Ukraine, Ukraine, Kharkov.

Введение

Старт космического аппарата «Спектр-Р» проекта «Радиоастрон» состоялся **18 июля 2011 года в 05:31:17,91 (Декретное Московское Время)** с космодрома «Байконур». Аппарат с помощью ракеты-носителя «Зенит 2СБ.80» и разгонного блока «Фрегат-СБ» был выведен на заданную орбиту и штатно реализовал циклограмму первого сеанса. Управление КА «Спектр-Р» в полном объеме осуществляется Центром Управления Полетом (ЦУП) НПО им. С.А. Лавочкина. К настоящему времени в целом завершено выполнение программы летных испытаний служебных бортовых систем КА, подтверждены все основные характеристики наземно-космической системы, выполняется «ранняя научная программа наблюдений». Основные параметры бортового комплекса научной аппаратуры (БКНА) и служебных систем КА, а также результаты предпусковых испытаний описаны ранее в работах В.В. Хартова и Ю.А. Александрова с соавторами (*Хартов В. В., 2011; Александров Ю.А., Андреянов В.В., Бабакин Н.Г., Бабышкин В.Е. и др., 2011. С. 111-18; С. 19-30*). В настоящей публикации подводятся итоги 10-месячного периода работ, знаменующего переход от летных испытаний к научной программе миссии «Радиоастрон». Представлены результаты летных испытаний БКНА в автономном режиме (без привлечения наземных радиотелескопов) и краткая информация о результатах испытаний наземно-космического интерферометра. Подробное описание летных испытаний космического радиотелескопа (КРТ) и наземно-космического интерферометра будет представлено отдельными публикациями в журналах «Астрономический журнал» и «*Astronomy & Astrophysics*». В данной статье также приведено описание эксперимента «Плазма-Ф» на этом КА (изучение потоков плазмы и энергичных частиц).

1. Задачи миссии «Радиоастрон»

Космическая миссия «Радиоастрон» – это уникальный по своим масштабам и сложности проект Роскосмоса, Российской Академии наук и международной научной кооперации по изучению Вселенной, воплотивший принципы РСДБ (радиоинтерферометрические наблюдения со сверхдлинными базами), разработанные и реализованные с использованием КА «Спектр-Р». Космический радиотелескоп диаметром 10 метров на борту «Спектра-Р» в ходе научных наблюдений является элементом

наземно-космического интерферометра, вынесенным относительно наземных радиотелескопов на расстояние, ограниченное апогеем орбиты КА, которое составляет в настоящее время около 300 тыс. км. В качестве наземных элементов интерферометра используются крупнейшие радиотелескопы мира: 300-м *Аресибо* и 100-м ГБТ (США), 100-м Эффельсберг (Германия), интерферометр Вестерборк (Нидерланды), 70-м Евратория (Украина), 64-м Усуда (Япония), 70-м Тидбинбилла (Австралия), Российская система «Квазар» и др. Выбранная вытянутая орбита КА «Спектр-Р» является сильно эволюционирующей, что позволяет в ходе полета вести наблюдение каждого объекта и различных участков небесной сферы в разных режимах для решения научных задач проекта.

Основными научными задачами проекта с использованием комплекса научной аппаратуры КРТ (Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева – АКЦ ФИАН) являются:

- исследование структуры и физических процессов ядер активных галактик и квазаров;
 - определение ограничений на космологические параметры Вселенной;
 - изучение процесса образования звезд и планетных систем по космическим мазерам;
 - исследование микроквазаров, пульсаров и межзвездной среды.
- Основные задачи в части плазменно-волнового эксперимента «Плазма-Ф» (Институт космических исследований – ИКИ РАН):
- мониторинг основных параметров межпланетной среды;
 - исследование высокочастотной турбулентности межпланетной среды и магнитосфера Земли.

КА «Спектр-Р» создан НПО им. С.А. Лавочкина на базе космической платформы «Навигатор», успешно отработанной на КА «Электро-Л», запущенном в начале 2011 г. Также в НПО им. С.А. Лавочкина по заданию АКЦ ФИАН (научный руководитель проекта «Радиоастрон» – академик РАН Н.С. Кардашев) создана уникальная конструкция космического телескопа, составившая основу бортового научного комплекса космического радиотелескопа.

2. Организация управления миссией. Организация работы ГОГУ «Спектр-Р»

Управление космическим комплексом (КК) «Спектр-Р» осуществляют главная оператив-



обсуждение первых научных результатов

ная группа управления (ГОГУ) (руководитель А.Е. Ширшаков, тех. руководитель М.И. Артюхов), созданная на базе НПО им. С.А. Лавочкина, с участием специалистов организаций-разработчиков бортовых систем (БС), наземного сегмента управления (НСУ) и наземного научного комплекса (ННК).

Совещания оперативно-технического руководства ГОГУ проводились еженедельно.

Принцип организации работы ГОГУ является традиционным для НПО им. С.А. Лавочкина. Группу управления (ГУ) (руководитель В.А. Молодцов, зам. руководителя А.З. Воробьев) и группу анализа (ГА) (руководитель М.Е. Чурикова) составляют специалисты отдела логики и управления КА, участвовавшие в проектировании КА и его наземных испытаниях, а также в подготовке и испытаниях средств наземного сегмента управления КА. В составе служб ГА – специалисты ОКБ, курирующие соответствующие бортовые системы, прошедшие все этапы проектирования и испытаний своих БС. Специалисты НПОЛ составляют также группу НСУ (руководитель И.Н. Мельников), баллистическую группу (БНО) (руководитель А.В. Погодин, зам. руководителя Е.Н. Филиппова), груп-

пы аппаратно-программных средств ЦУП–СР (Ю.В. Казакевич, А.В. Ефанов, И.В. Зефиров, Б.В. Мелешкин, М.С. Морозов и др.), группу наземной станции НС-3,7 (руководитель Э.Г. Чистов).

В составе ГОГУ функционируют также: оперативно-научная группа (ОНГ) научного центра планирования АКЦ ФИАН (Б.С. Новиков, М.В. Попов), оперативно-научная группа ИКИ по эксперименту «Плазма» (руководитель Г.Н. Застенкер), оперативно-техническая группа центра обработки научной информации (руководитель А.П. Мельник) и оперативно-техническая группа управления прибором БПИ (руководитель И.В. Чулков).

Обработку результатов измерения параметров орбиты, реконструкцию и прогнозирование орбиты КА обеспечивает оперативно-техническая группа баллистического центра (БЦ) Института прикладной математики (ИПМ) РАН (руководитель А.Г. Тучин).

Реально работа ГОГУ началась задолго до старта КА и была посвящена подготовке аппаратно-программных средств ЦУП-СР, программного обеспечения управления КА, эксплуатационной и организационно-технической документации,

обучению персонала, проведению автономных и комплексных испытаний НСУ, отладке взаимодействия ЦУП-СР со станциями управления и ННК, проведению тренировок ГОГУ. Такой традиционный для НПО им. С.А. Лавочкина подход к формированию ГОГУ, организации подготовки персонала и аппаратно-программных средств обеспечил готовность и надежное управление КА «Спектр-Р» с первых дней полета.

2.1. Организация управления космическим комплексом «Спектр-Р»

Особенность организации работы наземно-космического радиоинтерферометра «Радиоастрон» заключается в необходимости синхронного взаимодействия космического радиотелескопа, наземных радиотелескопов, наземных станций слежения, командно-измерительных станций управления КА (КИС), центра управления полетом КА, центра планирования научных экспериментов, баллистического центра, центров обработки научной информации, включая средства связи и коммуникаций.

На текущем этапе полета КА «Спектр-Р» основной задачей является выполнение программы научных наблюдений, реализуемых в ходе проведения специальных сеансов. Сеанс наблюдения (длительность от 1 до 20 часов) представляет собой последовательность операций, обеспечивающих регистрацию излучения наблюдаемого источника, преобразование полученных сигналов в цифровой вид, передачу полученной информации на наземную станцию слежения и сбора научной информации (НСС). Передача научных данных на выбранную НСС осуществлялась через высокинформативный радиоканал (ВИРК) КРТ в Ки-диапазоне радиоволн (2 см) и управляемую от бортового комплекса управления (БКУ) бортовую остронаправленную антенну (ОНА) диаметром 1,5 м. КА «Спектр-Р» позволяет обеспечить работу последовательно с несколькими НСС. В настоящее время работает одна станция на базе радиотелескопа диаметром 22 метра (РТ-22) Пущинской радиоастрономической обсерватории.

Одновременно с космическим радиотелескопом этот же исследуемый источник наблюдается сетью наземных радиотелескопов. Существует более 20 радиотелескопов, оборудование которых совместимо с КРТ КА «Спектр-Р» и которые могут участвовать в таких согласованных наблюдениях. Участие соответствующих обсерваторий определяется выполняемой научной задачей.

В управлении КА используются командно-

измерительные наземные станции: «Кобальт-Р» в Медвежьих Озерах (Московская область) на базе антенного комплекса ТНА-1500 (МОКБ «МЭИ») и «Клен-Д» (г. Уссурийск) на базе антенного комплекса П-2500.

Средняя продолжительность сеанса управления около 4 часов. Использование сеансного режима управления КА ограниченной длительности обусловлено высокой стоимостью обслуживания наземных антенных комплексов. Преимущественно используется КИС в Медвежьих Озерах.

По решению ГОГУ передатчик бортового радиокомплекса не отключается по окончании сеанса для облегчения вхождения в связь в очередном сеансе (исключение составляют интервалы времени, когда работают приемники КРТ в ходе научных наблюдений). Кроме того, это позволяет контролировать телеметрическую информацию (ТМИ) КА на расстояниях до 120 тыс. км (при прохождении перицентра), используя наземную станцию НС-3,7 НПО им. С.А. Лавочкина.

Типовая программа сеанса управления состоит из операций:

- контроль ТМИ в режиме непосредственной передачи (текущей ТМИ);
- закладка в БКУ полетного задания системы управления движения (ПЗ СУД), ПЗ КНА, ПЗ системы управления (СУ) ОНА, ПЗ телеметрической системы (ТМС), командно-программной информации (КПИ) баллистико-навигационного обеспечения (примерно один раз в пять суток), а также отдельных кодовых команд прямого и отложенного во времени действия;
- контроль ТМИ воспроизведения запоминающего устройства и системы контроля электризации;
- контроль орбиты КА;
- разгрузка КУДМ;
- воспроизведение научной ТМИ системы сбора научной информации (ССНИ) комплекса «Плазма-Ф»;
- закладка КПИ управления научной аппаратурой комплекса «Плазма-Ф»;
- контроль орбиты КА.

В ходе сеанса управления на борт КА в виде группы полетных заданий закладывается рабочая программа, обеспечивающая выполнение в автономном режиме следующих задач типового цикла работ с КА «Спектр-Р».

Проведение сеансов наблюдения источников, состоящих из отдельных операций:

- последовательные развороты КА в ориентацию, обеспечивающую наведение КРТ на исследуемый источник и ОНА на НСС «Пущино»;

- включение требуемых режимов работы аппаратуры КРТ на время наблюдений;
- обратные развороты КА в исходную ориентацию;

проведение юстировки КРТ:

- операции, аналогичные сеансу наблюдения, но с реализацией циклограммы последовательных переориентаций КА относительно направления на тестовый источник без наведения ОНА на НСС «Пущино» (информация КРТ записывается на запоминающее устройство (ЗУ) и воспроизводится в очередном сеансе управления). В случае если, по прогнозу температурного режима, требуемая ориентация КА приведет к ухудшению температурного режима балки ВИРК, привода ОНА, передатчика (ПРД) ВИРК, предусматривается перевод ОНА на это время в положение, соответствующее положению Солнца в осях КА;

проведение лазерной локации КА:

- операция – переориентация КА на 1 час в положение, обеспечивающее направление оси «-Х» КА на Землю;

обеспечение ориентации КА, требуемой для прибора МЭП из состава комплекса «Плазма-Ф», при которой Солнце находится под углом 100° к оси «+Х» длительностью до 6 часов с переводом ОНА в заданное положение;

циклические астрокоррекции положения КА.

Последовательность операций наблюдения источников, юстировок и лазерной локации определяется «Научной месячной программой работы», формируемой ОНГ КРТ (АКЦ ФИАН) с учетом научных задач, текущих баллистических параметров орбиты, текущих ограничений на воздействование наземных радиотелескопов и ограничений по длительности режимов наблюдений в определенных ориентациях КА, характеризующихся положением Солнца в осях аппарата и положением ОНА. В ЦУП-СР «Научная месячная программа работы» проходит проверку на реализуемость с точки зрения учета всех ограничений в группе БНО полета и в группе систем обеспечения теплового режима (СОТР). В группе СОТР накоплен большой статистический материал, позволяющий с требуемой точностью прогнозировать изменение температурного поля в критических элементах конструкции КА в зависимости от положения Солнца и ОНА. Ведется работа над автоматизацией необходимых расчетов для повышения оперативности и надежности прогноза, а также для обеспечения возможности оценки прогноза специалистами АКЦ на этапе формирования «Научной месячной программы работы». В работе группы СОТР используется также специально разработанная

трехмерная модель КА, обеспечивающая визуализацию освещенности элементов конструкции КА при различных положениях Солнца и ОНА.

На основе «Научной месячной программы работы» ГУ разрабатывает «Программу работы КА «Спектр-Р» на месяц. В соответствии с заявкой подгруппы ОНГ (руководитель А.А. Петрукович) по предпочтительным участкам специальной ориентации КА для обеспечения оптимальных условий работы прибора МЭП в программу включаются дополнительные операции переориентации КА. «Программа работы КА «Спектр-Р» утверждается ОТР ГОГУ и является основным документом, обеспечивающим координацию оперативной работы всех элементов КА «Спектр-Р». Программа содержит план проведения сеансов на очередной месяц, план всех основных операций с КА, план работы станций управления, станций слежения, наземных радиотелескопов, станций лазерной локации.

Задействование станций управления осуществляется группой НСУ, НСС и наземных радиотелескопов – ОНГ КРТ, станций лазерной локации – группа баллистического и навигационного обеспечения БНО ИПМ.

За сутки до проведения очередного сеанса ГУ в соответствии с месячной «Программой работы КА «Спектр-Р» и на основе типовых программ разрабатывает «Программу сеанса управления». Данные по навигации КА и ОНА рассчитываются группой БНО ЦУП-СР. Формирование полетных заданий управления научной аппаратурой комплекса КРТ и комплекса «Плазма-Ф» производится автоматически на основе КПИ, подготовленной ОНГ КРТ и ОНГ «Плазма-Ф» соответственно. Программа сеанса формируется в виде управляющего файла, содержащего КПИ управления КА и команды управления КИС. Проверка корректности составленной программы осуществляется с использованием информационно-логического стенда бортового комплекса управления, построенного на основе модели БКУ, полностью соответствующей в своей программной части реальному БКУ КА «Спектр-Р». Моделирование осуществляется последовательными интервалами времени: от начала тестируемого сеанса до начала следующего планируемого сеанса – 1-2 суток полета.

Реализация программы сеанса связи проходит в автоматическом режиме с получением от КА и от КИС подтверждающей контрольной информации. В ходе сеанса поступающая с КИС телеметрия КА обрабатывается на средствах ЦУП-СР, анализируется специалистами ГА, передается в центры обработки научной информации АКЦ и ИКИ. Результаты измерений параметров орбиты

КА поступают из КИС в ЦУП-СР и далее в ИПМ. По мере выполнения задач программы летных испытаний БС КА число привлекаемых к оперативной работе специалистов ГА уменьшалось. К настоящему времени только специалисты группы комплексного анализа, службы БКУ и службы СОТР постоянно участвуют в оперативном контроле ТМИ КА. В анализе ТМИ используется программа автоматизированного контроля важных параметров КА на соответствие допускам и на соответствие спрогнозированным значениям, полученным при моделировании сеанса на стенде БКУ. Службы БС имеют возможность контролировать ТМИ вне ЦУПа на своих производственных рабочих местах. Специалисты ОНГ КРТ и «Плазма-Ф», получая служебную ТМИ из ЦУПа в реальном времени, контролируют функционирование КНА, находясь в АКЦ и ИКИ соответственно. При необходимости, в случае замечаний к работе КНА в ходе сеанса управления ОНГ выдают в ГУ заявки на оперативную выдачу дополнительной КПИ в адрес КНА.

Ещё до начала проведения всего цикла испытаний с КА была создана, испытана и полностью подготовлена к работе наземная станция слежения на базе радиотелескопа РТ-22 в Пущино.

В ходе сеансов научных наблюдений также осуществляется контроль состояния КА. Для этого из НСС, принимающей поток научной информации, в ЦУП-СР передается выделенная из заголовков научных кадров служебная ТМИ, которая обрабатывается и используется так же, как ТМИ БАКИС.

Описанная выше организация управления КА «Спектр-Р» и коллектив ГОГУ обеспечили оперативное и надежное управление миссией на первом, наиболее напряженном, этапе полета КА.

3. Выполнение программы полета КА «Спектр-Р». Хроника основных событий

Процесс выведения КА «Спектр-Р» ракетой-носителем «Зенит» и разгонным блоком «Фрегат-СБ» контролировался в ЦУП НПО им. С.А. Лавочкина по ТМИ РБ «Фрегат» и прошел полностью штатно. Время отделения КА «Спектр-Р» от РБ «Фрегат-СБ» было выбрано таким образом, чтобы к моменту готовности к работе бортового радиокомплекса (БАКИС), запитанного по контакту отделения, борт оказался в зоне видимости станции в Медвежьих Озерах и станции, расположенной в ФГУП РКС (3,8 м), привлеченной к работе дополнительно к основным средствам ввиду ожидаемых трудностей по

наведению на КА больших антенн на начальном участке орбиты. Сигнал с КА «Спектр-Р» был получен 18.07.2011 в 09:12:32 antennой Российской космической системы (РКС), затем к приему ТМИ подключились станция НС-3,7 и станция в Медвежьих Озерах. ТМИ КА показала готовность БКУ и штатное выполнение циклограммы приземного сеанса, включая раскрытие панелей солнечных батарей, штанги магнитометра, малонаправленных антенн (МНА), расчековку ОНА и т.д., подготовку командных приборов БКУ и двигательной установки (ДУ), успокоение, поиск и приведение Солнца, завершившиеся построением постоянной солнечной ориентации, переход на стабилизацию с помощью двигателей маховиков. Дополнительно в сеансе по командам с Земли в соответствии с программой были проведены траекторные измерения, воспроизведена информация ЛСЗУ (линейное статическое запоминающее устройство), введен на борт код бортовой шкалы времени (БШВ), проведена настройка алгоритмов управления системой энергоснабжения (СЭС) и системой обеспечения температурного режима, включены термостаты бортовых водородных стандартов частоты (БВСЧ), система контроля электризации и разрядов (СКЭ-Р); балка ВИРК переведена в рабочее положение.

Начались интенсивные проверки функционирования бортовых систем, регулярные измерения параметров орбиты КА.

На 22.07.11 была запланирована операция раскрытия рефлектора КРТ. Производить раскрытие требовалось при определенной освещенности КА Солнцем, обеспечивающей температуру до -80°C в узле зачековки лепестков рефлектора (112° от оси «+X» с выходом Солнца на 10° из плоскости XOZ в сторону оси «+Y»). Чтобы перейти в эту ориентацию из текущего режима постоянной солнечной ориентации (Солнце в 165° от оси «+X»), требовалось перевести КА в режим трехосной инерциальной ориентации (ИНО). В течение 19 и 20 июля был проведен ряд технологических операций: закладка на борт баллистического прогноза, коррекция бортовой шкалы времени, разгрузка двигателей-маховиков, проверка управления СОСБ. Параллельно проводились операции по включению рабочего режима термостата БВСЧ. 21.07.11 сначала был получен режим ИНО в постоянной солнечной ориентации (ПСО), затем в режиме ИНО КА был переориентирован в положение 112° , а вскоре по рекомендации службы СОТР – в более благоприятное положение 107° .

Утром 22.07.11 была произведена разблокировка узлов переходной фермы КРТ и расчеков-

ка лепестков КРТ. В 08:44:54 по кодовой команде с Земли привод механизма раскрытия был включен в первом диапазоне работы, и началось движение лепестков. Вблизи конечной фазы раскрытия произошел останов привода по сигналу превышения граничного значения тянувшего усилия троса (648 кг·с). Включение привода во втором диапазоне также было остановлено срабатыванием защиты (1450 кг·с). По результатам анализа ситуации было решено изменить ориентацию КА на положение, при котором лепестки рефлектора КРТ были бы освещены Солнцем более равномерно. Предельное допускаемое значение угла Солнца от оси «+Х» составляет 165°. Было выбрано значение 164°, и аппарат был переориентирован. Несколько попыток прямого движения и реверса не дали результата. Для обеспечения подогрева лепестков были включены их нагреватели. Операция раскрытия была продолжена 23.07.11. Режимы реверса и прямого хода на 2-м диапазоне обеспечили срабатывание датчика положения в конечной фазе раскрытия, который настроен так, чтобы его срабатывание произошло в момент, когда лепесткам остается пройти один миллиметр до упора в дно конической воронки узла. Таким образом, операция раскрытия рефлектора была успешно завершена, после чего была выдана команда на расчековку механизма стопорения рефлектора, зафиксировавшего положение лепестков КРТ.

В ходе этого сеанса было обнаружено прекращение работы части нагревателей из-за отказа секции 8-го блока управления нагревателями (БУЗ) БКУ. По рекомендации службы СОТР, КА был переведен в ориентацию, соответствующую положению Солнца 107°. В дальнейшем в качестве профилактической меры были разработаны рекомендации по снижению тока нагрузки на БУЗ БКУ путем изменения настроек управления нагревателями.

25.07.11 успешно проведено выведение ОНА из транспортного положения в рабочее путем разворота по одной из осей. В ходе операции зафиксирована зависимость температуры балки и ПРД ВИРК, прибора фазовой синхронизации (ПФС) КРТ, привода ОНА и других элементов КА от положения ОНА и положения Солнца в осях КА, что в дальнейшем учитывалось при планировании работ.

В эти же дни возникли сложности с включением в рабочий режим терmostатов БВСЧ из-за нештатного режима работы теплопровода радиатора аппаратуры СОТР БВСЧ. Для запуска теплопровода в итоге был использован тепловой поток от Земли в момент пролета КА на минимальном от нее расстоянии при первом прохож-

дении перицентра орбиты 26.07.11. По заложенной на борт циклограмме на заданное время был включен термоэлектрический модуль холодильник (ТЭМХ) в прямой полярности, а затем включены терmostаты БВСЧ. После подтверждения стабильной работы СОТР БВСЧ был включен на полную мощность.

С первых дней в соответствии с программой полета ежедневно в сеансах связи проводились проверки функционирования БС в различных режимах с целью завершения в целом летных испытаний модуля служебных систем в течение трех месяцев полета.

С 25.07.11 начаты пробные включения аппаратуры комплекса «Плазма-Ф» с регистрацией данных на систему сбора научной информации (ССНИ).

03.08.11 был включен передатчик прибора фазовой синхронизации КРТ. Первый прием сигнала ПФС на наземной станции в Пущино состоялся 13.08.11, когда в районе перицентра возникла возможность наведения ОНА на Землю для передачи сигнала при соответствующей ориентации КА. Успешное проведение сеанса подтвердило работоспособность ПФС, алгоритмов наведения ОНА, и самой НСС в Пущино.

18.08.11 было произведено первое включение ПРД ВИРК (2-го комплекта). Работа ПРД была неустойчивой и сопровождалась повышенным тепловыделением. Для обеспечения приемлемого температурного режима ПРД была реализована следующая схема управления: при достижении предельной температуры (50°C) ПРД по командам с Земли переводился в режим запирания, а при охлаждении до 7°C снова включался в режим «40 Вт». После установления временных интервалов этого процесса, команды были заложены на борт и далее выдавались по времени автоматически.

21.08.11 в районе перицентра ОНА была наведена на НСС «Пущино» и состоялся первый прием сигнала ПРД ВИРК. Впоследствии ПРД2 ВИРК был переведен в дежурный режим работы «4 Вт», однако замечания к его работе продолжались. В дальнейшем в связи с улучшением баллистических условий наведения ОНА на НСС в Пущино, число таких сеансов увеличивалось. Проводились сеансы юстировки ОНА с целью повышения точности ее наведения. 31.08.11 в связи с замечаниями к работе 1-го комплекта БВСЧ был включен 2-й комплект, который заработал штатно.

Одновременно проводились проверки бортовых систем и настроечные работы с БКУ: отладка выполнения типовых полетных операций, идентификация динамической схемы КА, тести-

рование граней, калибровка ГИВУС, контроль режима САД, отработка циклограммы юстировки ОНА, отработка циклограммы юстировки КРТ, оценка точности стабилизации КА в режиме научных наблюдений. С целью повышения надежности работы БС производилась коррекция бортового программного обеспечения БКУ.

В сентябре 2011 г. в целом было завершено выполнение программы летных испытаний бортовых систем космической платформы «Навигатор», подтвердивших соответствие БС техническим требованиям.

В дальнейшем продолжался набор статистического материала, по рекомендации МОКБ «Марс» проводились операции по сбору дополнительной исследовательской информации по работе БКУ, выполнялись операции по подтверждению характеристик БКУ, СЭС, СОТР, БАКИС и т.д.

В сентябре-октябре проводились пробные включения приемников КРТ в разных диапазонах, сеансы юстировки КРТ по источникам: Кассиопея А, Крабовидная туманность и Луна для измерения диаграммы направленности КРТ и оценки эффективной площади. 10.10.11 взамен 2-го комплекта передатчика ВИРК включен 1-й комплект в режиме «40 Вт», что дало увеличение сигнала на 9 дБ. Проведены первые наблюдения источников с передачей информации по линии ВИРК на НСС «Пущино» – подтверждена работоспособность всего тракта. В ряде сеансов успешно выделялась служебная ТМИ из заголовков научных кадров и передавалась для обработки в ЦУП-СР. В сентябре начато проведение сеансов лазерной локации КА.

В ноябре была подтверждена стабильность характеристик КРТ при различных условиях освещенности Солнцем: была повторена юстировка по Крабовидной туманности после суточного отворота КРТ от исходного положения. Продолжались юстировки ОНА с уточнением матрицы положения ОНА. Был введен режим слежения ОНА с отключением привода в паузах движения с целью увеличения длительности слежения за счет снижения тепловыделения привода.

С середины ноября были начаты интерферометрические наблюдения с привлечением наземных радиотелескопов с целью получения интерферометрического отклика. В декабре проведена первая серия интерферометрических наблюдений одного и того же источника на все более возрастающей наблюдательной базе (максимальная – 300 тыс. км). Была проведена серия юстировок ОНА с наведением ОНА на НСС «Пущино» в разных положениях с одновременным противофазным движением КА, так что передача сиг-

нала на Пущино не прекращалась. Результаты эксперимента подтвердили отсутствие влияния корпуса КА и механических связей на работу ОНА и укрепили сомнения в правильности совместности её поляризации и наземной антенны.

В январе 2012 г. прошла серия наблюдений на базе, изменяющейся от 25 до 200 тыс. км. 19.01.12 проведена проверка поляризационных свойств тракта ВИРК КРТ–НСС «Пущино» путем вращения КА вокруг направления на НСС. Эта динамическая операция стала возможной благодаря сложившимся благоприятным баллистическим условиям: угол Солнце–Объект–Земля составлял 5°, поэтому, вращаясь вокруг направления на Землю, КА фактически вращался и вокруг направления на Солнце, что не нарушило ограничений по возможной ориентации КА. В ходе разворота на 720° с постоянной скоростью зафиксировано повторяющееся плавное изменение уровня сигнала на 8–9 дБ, что не находило объяснения и требовало дальнейшего исследования.

14.02.12 по заявке АКЦ была проведена проверка поляризационных свойств КРТ путем наблюдений поляризованного излучения источника Orion KL при вращении КА относительно электрической оси диаграммы направленности КРТ, направленной по оси «+Х» КА. Решение о проведении операции было принято после тщательной оценки условий эксперимента всеми службами группы анализа, так как в ходе вращения угол выхода Солнца из связанной плоскости ХОZ изменялся в пределах от – 24 до 24 град при разрешенном значении $\pm 10^\circ$. Операция прошла без замечаний и подтвердила характеристики КРТ.

Сделанный ИПМ РАН прогноз эволюции орбиты КА показал, что при сохранении модели действующих на КА сил в январе 2013 года солнечная тень составит 5,7 час, а баллистическое существование КА закончится в январе 2014-го. По согласованию с АКЦ и ИКИ было решено провести коррекцию в два этапа: 21.02.12 – прожиг и первый импульс, 01.03.12 – второй импульс, величина которого рассчитывается по результатам ИТНП после реализации первого импульса. Коррекции прошли штатно. Включение ДУ производилось в районе апоцентра орбиты. Величина обоих импульсов составила 1,86 м/с.

19.03.12 на НСС «Пущино» было произведено изменение направления круговой поляризации облучателя антенны РТ-22, что повысило уровень принимаемого сигнала на ~8 дБ и сняло вопросы по обеспечению надежного приема сигнала по каналу ВИРК и качеству выделяемой служебной телеметрической информации.

Начиная с января 2012 г. дополнительно к про-

грамме наблюдений и юстировок КРТ по заявке ОНГ «Плазма-Ф» реализовывалась программа перевода КА на интервал времени до 6 часов в ориентацию, оптимальную для работы прибора МЭП (Солнце в плоскости «ХОZ» и в 100° от оси «+Х»). Интервалы выбирались на участках орбиты КА, представляющих для данного эксперимента наибольший интерес: прохождение ударной волны, магнитопаузы и т.д. В апреле таких сеансов было одиннадцать.

В течение всего полета, начиная с сентября 2011 г., использовались все возможности в части КА для проведения сеансов лазерной локации с целью уточнения параметров орбиты КА и калибровки штатной радиотехнической системы. Так, в марте 2012 г. был проведен 21 сеанс ориентации КА, необходимой для проведения лазерных измерений в апреле – семь сеансов. Лазерные измерения дальности являются очень точным и информативным источником орбитальной информации, однако возможность их проведения зависит от погодных условий и мощности наземных станций лазерной локации. Большинство станций лазерной локации рассчитаны на работу с низкими аппаратами и не способны зафиксировать отраженный сигнал от аппаратов, находящихся выше геостационарной области. «Спектр-Р» является первым аппаратом с установленными уголковыми отражателями, удаляющийся на расстояния, сопоставимые с лунными. Станций, способных проводить локацию на таких расстояниях, немного, и не все из них приспособлены для локации космических аппаратов. Впервые провести лазерную локацию «Спектра-Р» удалось 15 ноября французской обсерваторией Observatoire de la Cote d'Azur, позже удалось получить измерения при помощи специализированного лазерного оптического локатора контроля космического пространства на Северном Кавказе. Успешно проведенные в течение трех суток подряд 22, 23, 24 января 2012 года сеансы лазерной дальномерии позволили провести калибровку штатных радиотехнических средств в Уссурийске и Медвежьих Озерах. В целом, однако, результативность этих работ оставалась крайне низкой. Основными причинами являлись плохая погода и неготовность наземных технических средств.

Баллистические условия в мае-августе 2012 года неблагоприятны для проведения сеансов лазерной дальномерии. Так, в мае запланировано всего четыре сеанса лазерной дальномерии, в июне – два. Ошибки прогноза параметров движения КА на текущее время в основном не превышают по положению ± 600 м, по полной скорости ± 0.02 м/с, по полному ускорению

$\pm 10^{-8}$ м/с², что соответствует требованиям ТТЗ. С целью дальнейшего уточнения прогноза предусматриваются меры по повышению эффективности использования средств лазерной локации и повышению точности измерений наземных станций управления.

Программа первых десяти месяцев полета КА «Спектр-Р» выполнена полностью.

4. Результаты испытаний служебных бортовых систем

В сентябре 2011 года в целом завершено выполнение программы летных испытаний бортовых систем космической платформы «Навигатор», подтвердивших соответствие БС техническим требованиям.

В дальнейшем одновременно с выполнением научных экспериментов продолжался набор статистического материала. Проводились операции по сбору дополнительной информации о работе БКУ, по подтверждению характеристик БКУ, СЭС, СОТР, БАКИС и т.д.

Обеспечено выполнение всех задач прошедших этапов полета и выполнение программы летных испытаний бортовых систем. Успешно проведена уникальная операция раскрытия лепестков рефлектора КРТ. Характеристики БС в целом подтверждены. Неподтвержденными на текущий момент остались некоторые режимы, реализация которых предусматривается в нештатных ситуациях с КА (закрутка КА при потере ориентации, повторное включение БКУ и т.д.), и преднамеренное создание которых запрещено эксплуатационной документацией.

По ряду параметров БС, в частности по БКУ (разработчик – МОКБ «Марс»), характеристики существенно выше требований ТЗ. Так, точность стабилизации КА в сеансе научных наблюдений по углу – не хуже $0,9$ угл. сек (по ТЗ – $2,5$ угл. сек), по скорости – $4 \cdot 10^{-5}$ гр/с (по ТЗ – $5 \cdot 10^{-4}$ гр/с). Максимальная интегральная погрешность определения и поддержания ориентации КА не превышает по модулю 9 угл. сек (по ТЗ – 18 угл. сек). Максимальная погрешность наведения ОНА существенно ниже требования ТТЗ и не превышает 15 угл. мин. Перечисленные параметры подтверждены результатами обработки научных данных, полученных в ходе астрономических юстировочных и калибровочных сеансов с использованием КРТ.

Система электроснабжения обеспечивает штатное питание БС на всех участках орбиты, включая теневые участки. Мощность солнечных батарей составляет ~ 2608 Вт, ток фотоэлектрической батареи ~ 48 А, что гарантированно пок-

таблица 1 – Параметры орбиты КА «Спектр-Р»

дата	радиус апоцентра, тыс. км	радиусperiцентра, тыс. км	период обращения, сутки	наклонение, град	аргумент перигея, (град)	долгота восходящего узла, град
18.07.2011	339,9	6,95	8,32	51,6	302	342,2
26.05.2012	294,9	68,2	8,91	80	326,3	298,7

рывает потребности служебных систем и научного комплекса КА «Спектр-Р».

Двигательная установка обеспечила штатное функционирование в ходе построения солнечной ориентации в первом сеансе, проведение регулярных разгрузок двигателей-маховиков, выполнение коррекции орбиты КА. За время полета истрачено 10,3 кг топлива при начальной заправке 287,03 кг. На проведение коррекции потрачено 6 кг топлива. На разгрузку комплекса управляющих двигателей-маховиков не чаще одного раза в сутки расходуется около 10 гр топлива.

Сформированная в ходе коррекции орбита КА в соответствии с требованиями научного эксперимента продолжает оставаться сильно эволюционирующей (таблица 1).

Орбита обеспечивает:

- баллистическое существование КА не менее чем до середины 2018 г. (минимальная высота КА над поверхностью Земли не меньше 640 км);
- отсутствие до начала 2017 г. непрерывных интервалов солнечной тени длительностью более 2,2 часа;
- сохранение эволюции орбиты КА для обеспечения эффективных научных исследований.

Бортовые системы первой российской космической прецизионной платформы в негерметичном исполнении «Навигатор» функциони-

руют штатно. Подтвержден высокий уровень разработки, испытаний на земле и управления в полете бортовыми системами космической платформы «Навигатор», что позволило успешно выполнить в трех месячный срок программу летных испытаний служебных бортовых систем КА «Спектр-Р» и обеспечить условия реализации научной программы работы.

5. Результаты лётных испытаний космического радиотелескопа. Измерение параметров КРТ по космическим радиоисточникам, включая определение эффективной площади и диаграммы направленности

Для определения чувствительности радиоастрономического комплекса осуществлялся прием радиоизлучения от ярких космических источников с известными уровнями спектральной плотности потока. В качестве таких радиоисточников использовались: Кассиопея А и Крабовидная туманность (остатки вспышек сверхновых звезд в нашей Галактике), Луна, Юпитер и внегалактические источники, далекие яркие галактики, Лебедь А, 3C84, 3C273,

таблица 2 – Основные параметры КРТ, основанные на измеренных величинах эффективной площади и шумовой температуры

диапазон	P (92 см)	L (18 см)	C (6 см)	K (1,35 см)
центральная частота, ГГц	0,327	1,665	4,830	22,220
ширина регистрируемой полосы, МГц	16	32	32	32
шумовая температура, К	200	45	130	77
эффективность антенны	0,38	0,52	0,45	0,1
угловое разрешение, мкс	540	106	37	8
эквивалентный поток шумов системы, Ян	19000	3400	10500	30000
чувствительность интерферометра – 1σ , мЯн	46	5	5	20

3C274 (Дева А) и 3C279. Интегральная плотность потока радиоизлучения указанных выше радиоисточников известна по наземным измерениям, опубликованным в работах (Baars J. W. M., Genzel R., Pauliny-Toth I. I. K., Witzel A., 1977; Ott M., Witzel A., Quirrenbach A., Krichbaum T.P. et al., 1994). Мы использовали данные патрулирования переменности некоторых из них на телескопе РАТАН-600 Специальной Астрофизической Обсерватории РАН и на телескопе Эффельсберг. Описание программ см. в (Ott M., Witzel A., Quirrenbach A., Krichbaum T. P. et al., 1994; Kovalev Y.Y., Nizhelsky N.A., Kovalev Yu.A., Berlin A.B. et al., 1999). Анализ измерений подтверждает расчетный уровень чувствительности в диапазонах 92 см и 18 см. В диапазонах 6 см и 1,35 см обнаружено понижение чувствительности по отношению к расчетной. Измеренные значения шумов системы (в градусах К и в единицах спектральной плотности потока Ян) и эффективности антенны КРТ (коэффициент использования площади), а также некоторые параметры интерферометра приведены в таблице 2.

Комментарий к таблице 2. Ширина регистрируемой полосы сигнала приведена для одиночного поляризационного канала; наблюдения и регистрация научных данных проводятся для двух каналов ортогональных поляризаций одновременно. В последней строке таблицы приведена чувствительность наземно-космического интерферометра при работе со 100-м наземным радиотелескопом при времени интегрирования 5 минут.

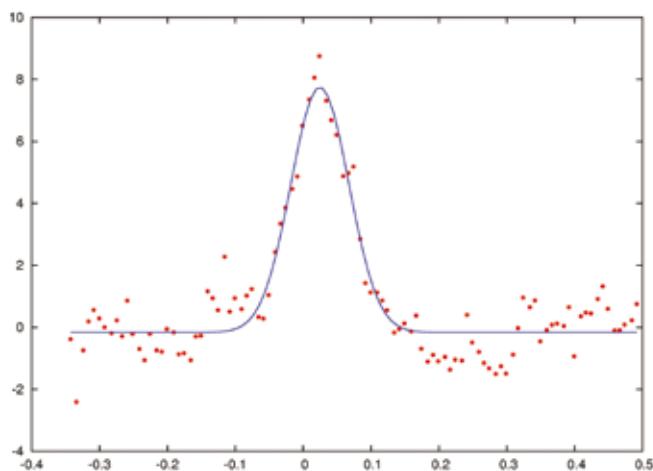


рисунок 1. Пример результата сканирования радиогалактики 3C84 на волне 1,35 см (вращение около оси «Z»). Сплошная линия представляет собой аппроксимацию измеренных точек гауссианой. Ось абсцисс оцифрована в градусах, ось ординат — амплитуда сигнала в относительных единицах

Измерения диаграммы направленности антенны КРТ проводились одновременно с определением чувствительности приемной системы путем программного сканирования в направлении радиоисточников, упомянутых выше, и с записью радиометрических выходов всех каналов приемников на бортовое запоминающее устройство с тактовой частотой 1 Гц. При этом использовано несколько режимов сканирования по траекториям «крест» и «решетка» с размежами сканов от одного до двадцати градусов, причем для длинных сканов применялась угловая скорость вращения 0,01 гр/с, для коротких — 0,005 гр/с. Все режимы сканирования проходили штатно, не было обнаружено отклонений от заданной траектории в пределах 30 угловых секунд (по максимальной ошибке).

В приведенном примере на рисунке 1 измеренная полуширина диаграммы направленности КРТ составляет 360 угловых секунд, плотность потока радиоизлучения на эпоху наблюдения ~24 Ян, постоянная времени интегрирования 1 сек, полная полоса приема по радиометрическому выходу 200 МГц.

Ширина и форма диаграммы направленности КРТ оказались близкими к расчетным в диапазонах 92, 18 и 6 см. Измеренные полуширины составили 370, 72 и 25 угловых минут соответственно (с погрешностью 5%). В диапазоне 1,35 см форма диаграммы направленности оказалась различной при сканировании по осям «Y» и «Z». При вращении около оси «Z» полуширина главного лепестка близка к расчетной и составляет 360 угловых секунд — значение среднее по измерениям (расчетное значение 340), а при вращении около оси «Y» полуширина главного лепестка оказалась шире — 780 угловых секунд. Последнее значение и измеренная величина эффективности антенны на волне 1,35 см могут свидетельствовать о систематической деформации профиля антенны КРТ в допустимых пределах.

В сеансах юстировки были определены поправки к положению электрической оси диаграммы направленности в приборной системе координат, привязанной к оптическим датчикам. Эти поправки оказались небольшими и составили $-2,5 \pm 1,2$ угловых минут для поворота около оси «Z» и $0,0 \pm 1,5$ угловых минут для поворота около оси «Y». Эти значения сохранялись в течение всего полугодового контрольного периода. Поправка величиной $-2,5 \pm 1,2$ угловых минут для оси «Z» учитывается при наведении КРТ, начиная с декабря 2011 г. Наведение КРТ на исследуемые объекты и стабилизация в заданном направлении всегда производились с точностью ± 2

секунды (среднеквадратическое значение), что на порядок превышает технические требования.

По результатам испытаний приемников выявлено, что в диапазоне 6 см невозможно использование двух поляризационных каналов, скорее всего из-за их взаимного возбуждения. В процессе проведения интерферометрических наблюдений в этом диапазоне оказалось, что из двух поляризационных каналов высокая чувствительность и заданная форма полосы автоспектра регистрируемого сигнала реализуются только в канале с правой круговой поляризацией.

Бортовой приемник диапазона К имеет восемь частотных каналов от 18,392 до 25,112 ГГц; измерения чувствительности выполнены во всех каналах. Этот приемник может использоваться в специальном режиме многочастотного синтеза; такой режим значительно повышает потенциальные возможности построения радиоизображений с помощью наземно-космического интерферометра.

5.1. Контроль функционирования по наблюдениям специальных радиоисточников

Космический 10-м КРТ 29 и 30 октября был направлен на источник мазерного радиоизлучения в линиях молекулы гидроксила OH на частоте 1665 МГц и в линии водяного пара H₂O (22232 МГц). Частоты этих радиолиний попадают в диапазоны научного приемного комплекса «Радиоастрон» 18 см и 1,35 см соответственно. Выбранный источник мазерного радиоизлучения W3(OH) находится на расстоянии 2 кило-

парсека в нашей Галактике в области звездообразования, содержащей массивную протозвезду, окруженную газово-пылевым облаком.

Радиоизлучение источника, принятое 10-м космическим радиотелескопом, было оцифровано бортовым форматором и передано высокоинформационным бортовым радиокомплексом через остронаправленную антенну на НСС в Пущино, где принятый сигнал был декодирован и записан на штатную систему регистрации научных данных. Зарегистрированные данные были переданы по широкополосному каналу в Центр обработки научной информации (ЦОНИ) АКЦ ФИАН. Оперативный анализ данных подтвердил наличие радиолиний на ожидаемом положении в спектре и с ожидаемой амплитудой как в диапазоне 18 см, так и в диапазоне 1,35 см. Пример спектра источника W3(OH) показан на рисунке 2.

На рисунке 3 приводится спектр, содержащий радиолинии молекулы водяного пара H₂O, полученный 10-м антенной КРТ в диапазоне 1,35 см от источника Orion KL, расположенного в области звездообразования в созвездии Ориона.

Также в режиме одиночного телескопа было зарегистрировано радиоизлучение яркого пульсара B0329+54 в диапазоне 92 см. В результате обработки данных получен средний профиль импульса этого пульсара. Другой пульсар B0531+21, расположенный в Крабовидной туманности, излучает гигантские радиоимпульсы, во много тысяч раз превышающие по энергии регулярное импульсы пульсара – см., например, (Попов М.В., Согласнов В.А., Кондратьев В.И., Костюк С.В. и др., 2006). Эти гигантские импульсы были зарегистрированы 15 ноября 2011 года одновременно

Радиоастрон, источник W3(OH), диапазон L, 15 декабря 2011 г.

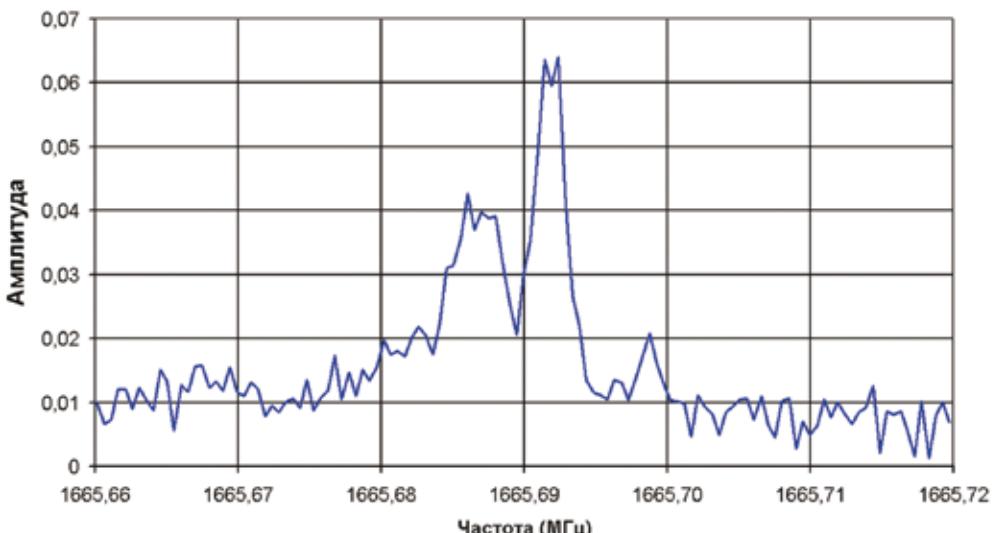


рисунок 2. Радиолинии молекулы гидроксила OH, детектированные КРТ на частоте 1665 МГц от галактического источника W3(OH) в канале с левой круговой поляризацией

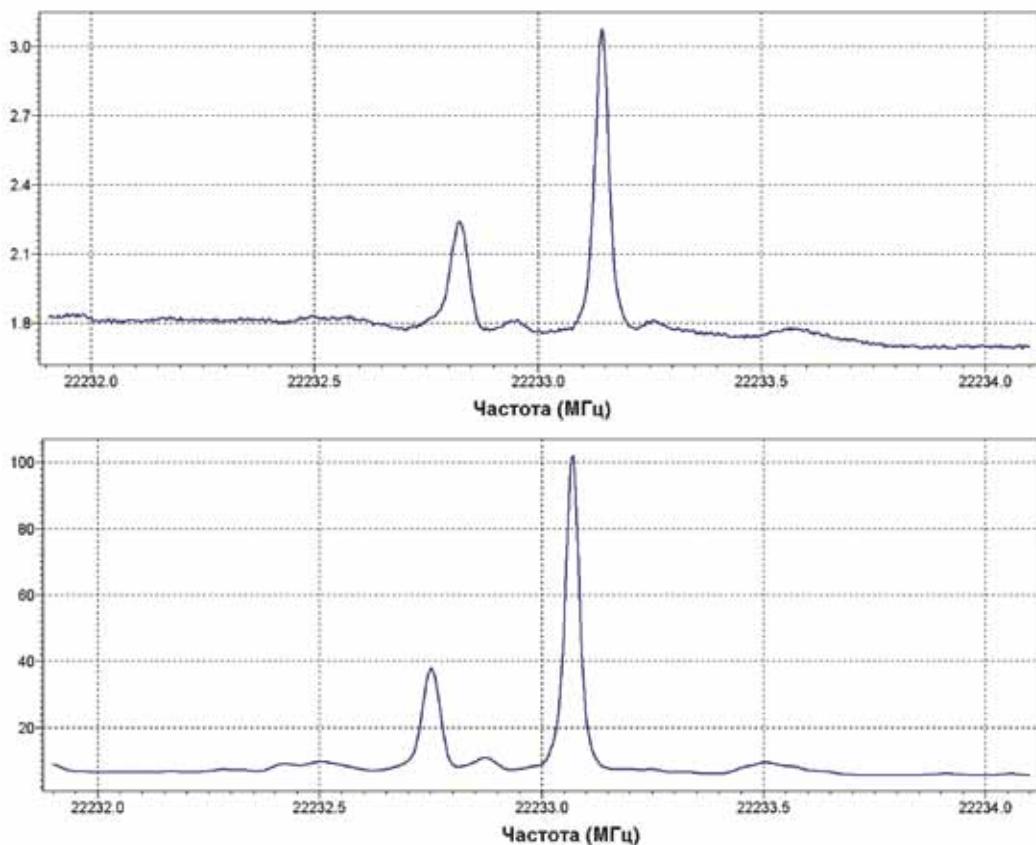


рисунок 3. Спектр радиоисточника Orion KL, излучающего мощные мазерные радиолинии молекулы водяно-го пара. Вверху: спектр, полученный КРТ; внизу: спектр с наземного радиотелескопа. Смещение линий связано с движением КА «Спектр-Р»

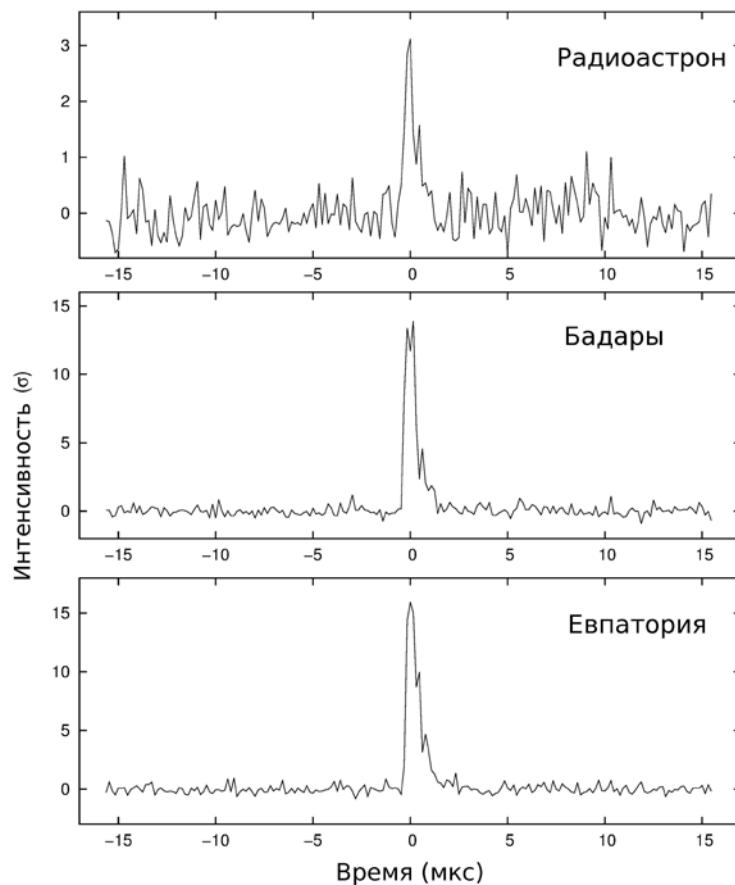


рисунок 4. Пример гигантского импульса от пульсара в Крабовидной туманности, измеренного на КРТ «Радиоастрон», Российском 32-м «Бадары» и Украинском 70-м «Евпатория» в диапазоне 18 см

на космическом телескопе и на наземных радиотелескопах. Их можно использовать для синхронизации бортовых и наземных часов и для уточнения орбиты КА. На рисунке 4 показан пример такого гигантского радиоимпульса.

5.2. Проверка функционирования в режиме наземно-космического интерферометра (первые лепестки)

Функционирование наземно-космического радиоинтерферометра проверяется и подтверждается получением интерферометрического отклика (лепестков) от сигнала, принятого на борту КА радиоастрономическими приемниками и на наземных радиотелескопах, путем вычисления корреляции этих сигналов в Центре обработки научной информации, АКЦ ФИАН. Наземно-космический интерферометр «Радиоастрон» может функционировать в двух режимах синхронизации: от бортового водородного стандарта частоты (режим «Н-мазер») и от наземного водородного стандарта частоты НСС в Пущино (режим «когерент»). Последний вариант осуществляется путем использования двухсторонней когерентной петли радиосвязи на частотах

7,2 ГГц (НСС – КА) и 8,4 ГГц (КА – НСС). Режим «Н-мазер» успешно подтвердил свою работоспособность и считается основным режимом, но испытания интерферометра в режиме «когерент» также были выполнены.

Поиск лепестков необходимо было провести от различных типов космических радиоисточников и во всех частотных диапазонах КРТ (92; 18; 6 и 1,35 см). При этом по характеру радиосигнала различаются три типа ярких и компактных объектов: источники непрерывного спектра (активные галактические ядра), источники линейчатого спектра (мазерные источники в линиях OH и H₂O) и источники импульсного радиоизлучения (пульсары). Перспективные радиоисточники для поиска лепестков выбирались из заранее подготовленных и опубликованных списков и каталогов (*Kovalev Y. Y., Kellermann K.I., Lister M.L., Homan D.C. et al., 2005; Kovalev Y. Y., Petrov L., Fomalont E.B., Gordon D., 2007*).

Участие в поиске лепестков приняли несколько крупнейших в мире радиотелескопов: 100-м радиотелескоп Национальной обсерватории США (Грин Бэнк), 100-м радиотелескоп института радиоастрономии общества Макса Планка (Эффельсберг, Германия), 300-м радиотелескоп

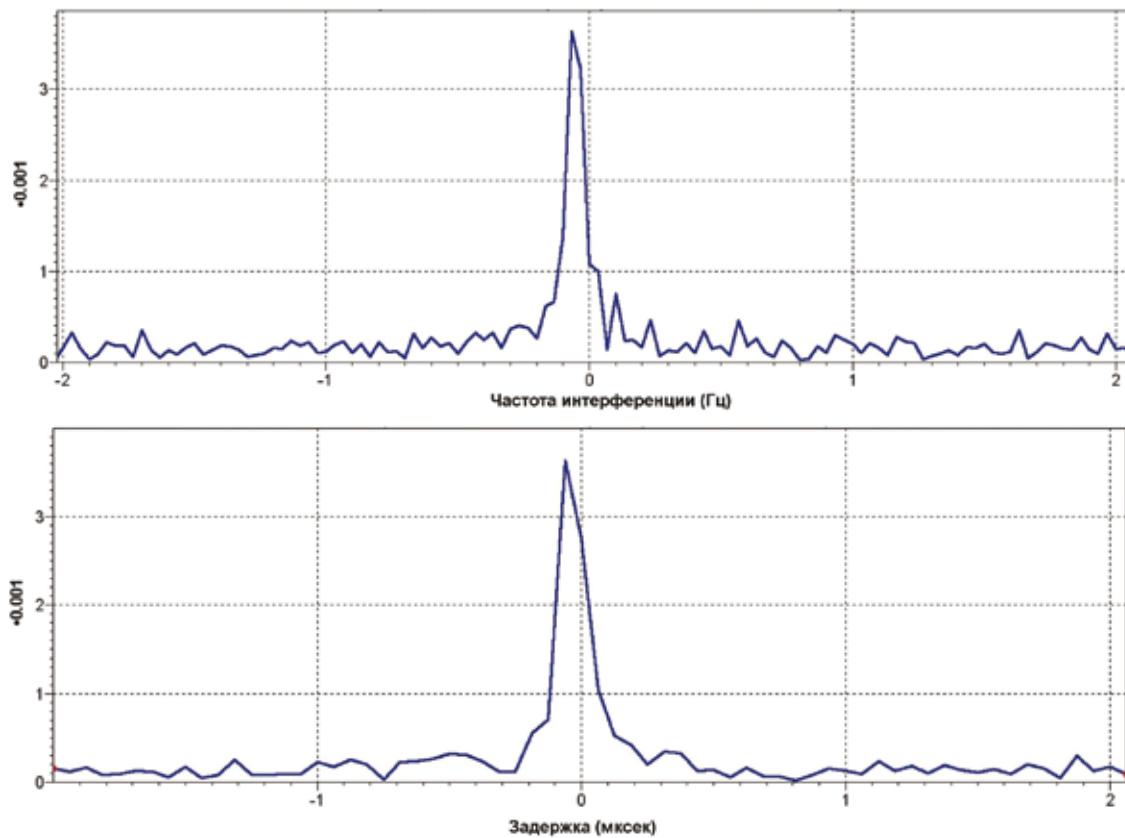


рисунок 5. Сечение интерференционного лепестка по оси временной задержки (внизу) и по частоте интерференции (вверху) от далекой активной компактной галактики BL Lacertae. Корреляция получена на волне 6 см 1 декабря 2011 года между КРТ и 70-м радиотелескопом в Евпатории. Шкала времени выражена в микросекундах, время интегрирования 1 секунда

в Аресибо. В каждом эксперименте по поиску лепестков кроме одного из больших радиотелескопов (Грин Бэнк, Аресибо, Эффельсберг, Евпатория, Усуда, Вестерборк, Тидбинбилла) принимали участие один или несколько вспомогательных радиотелескопов среднего размера для независимого контроля результата на наземных базах. В качестве таких радиотелескопов в программе поиска лепестков участвовали российские радиотелескопы системы «Квазар» Института прикладной астрономии РАН (Бадары, Светлое, Зеленчукская), а также телескопы в Италии (Медичина) и Испании (Ебес).

В первом же интерферометрическом эксперименте, проведенном 15 ноября 2011 г., в наблюдениях квазара 0212+735 на длине волны 18 см был обнаружен интерферометрический отклик (лепестки) на наземно-космических базах. Лепестки были получены между космическим радиотелескопом и всеми наземными РСДБ пунктами: российскими 32-м телескопами (Светлое, Зеленчукская, Бадары), украинским 70-м радиотелескопом в Евпатории (Национальный центр управления и испытаний космических средств и Институт радиоастрономии академии наук, Харьков), немецким 100-м телескопом в Эффельсберге (Институт радиоастрономии общества Макса Планка). Следующим шагом были испытания интерферометра в диапазоне 6 см, которые также оказались успешными уже в первом сеансе. На рисунке 5 показаны сечения лепестка от ядра активной галактики BL Lacertae на волне 6 см с украинским радиотелескопом в Евпатории по результатам наблюдений 1 декабря 2011 года.

Детектирование интерференционного сигнала продемонстрировало общую успешную работу комплексной системы космос–Земля. Всего было проведено 19 тестовых интерферометрических сеансов. На рекордном удалении КА в 300000 км 25 января 2012 года были проведены интерферометрические наблюдения пульсара B0950+08 с участием самого крупного радиотелескопа (диаметр 300-м) в Аресибо (США). Интерференционный отклик был обнаружен с хорошим отношением сигнал/шум для полного сеанса наблюдений длительностью один час. Большинство интерферометрических наблюдений проводилось в режиме «Н-мазер», но также были выполнены успешные сеансы испытаний интерферометра в режиме «когерент».

Обработка и интерпретация результатов, полученных на наземно-космическом интерферометре «Радиоастрон», производится в АКЦ ФИАН совместно с другими участниками проекта. Здесь в первую очередь выполняется кросскорреляционная обработка потоков данных,

записанных на отдельных радиотелескопах с плотностью записи 128 или 256 Мбит/сек, включая космический сегмент КРТ, с помощью созданной в АКЦ ФИАН системы регистрации RDR-1 и регистратора Mark5 разработки США. Программный FX-коррелятор АКЦ построен на базе вычислительного кластера с производительностью 1 Тфlop/сек и RAID-системой хранения информации емкостью до 220 Тбайт. Операционная скорость кластера ЦОНИ АКЦ и организованные оптоволоконные линии связи позволяют принимать поток данных от десяти станций (включая КРТ) и, соответственно, обрабатывать потоки до 45 формируемых в эксперименте баз интерферометров.

5.3. Реализация программы научных исследований

Наземно-космический радиоинтерферометр Радиоастрон работает в четырех диапазонах частот, как указано в таблице 2: 0,327 ГГц (92 см), 1,665 ГГц (18 см), 4,830 ГГц (6 см) и 22,220 ГГц (1,35 см). Наличие четырех частотных диапазонов позволяет исследовать различные типы радиоисточников: пульсары – в диапазонах 0,327 и 1,665 ГГц, мазерные источники OH – в диапазоне 1,665 ГГц, мазерные источники в линии водяного пара (H_2O) – в диапазоне 22,220 ГГц, активные ядра галактик и квазары – во всех частотных диапазонах. В режиме интерферометра чувствительность системы двух телескопов пропорциональна квадратному корню произведения эффективной площади этих телескопов, и, таким образом, сочетание 10-м КРТ со 100-м наземным радиотелескопом становится эквивалентным по чувствительности системе двух 30-м телескопов. Режим интерферометра не позволяет получать результат исследования сразу после проведения измерений. Зарегистрированные на различных радиотелескопах научные данные передаются в центр обработки для первичной корреляции (обнаружения интерферометрического отклика). Эта первичная корреляция может быть выполнена только после высокоточной реконструкции орбиты КА в баллистическом центре. Само по себе обнаружение интерферометрического отклика еще не является желаемым окончательным результатом научного исследования. Для достоверного заключения о строении исследуемого объекта необходимы многократные наблюдения с различными конфигурациями телескопов и, прежде всего, при разных положениях КА аппарата на его орбите. Полный набор таких конфигураций может быть реализован как минимум в течение одного календарного года. Стратегия наблюдений состоит в

исследовании определенного набора радиоисточников в течение целого года (а иногда и нескольких лет), после чего всесторонний анализ дает возможность сделать обоснованные заключения о структуре и физических условиях в изучаемых космических объектах.

Ранняя научная программа «Радиоастрон» курируется АКЦ ФИАН (координатор Ю.Ю. Ковалев) и проводится с февраля 2012 года. международными коллективами ученых, сформированными в проекте. К настоящему времени (май 2012 года) уже успешно завершены интерферометрические испытания во всех четырех диапазонах частот «Радиоастрон», измерены интерферометрические отклики от пульсаров (B0950+08 и B0531+21) и от нескольких внегалактических радиоисточников (0212+735, 0716+714, 0748+126, 0754+100, 2013+370, OJ287, 3C345, BL Lac и др.). Эти отклики получены для проекций базы наземно-космического интерферометра на картинную плоскость исследуемого источника размерами от долей до примерно двадцати диаметров Земли. Таким образом, в проекте «Радиоастрон» реализовано рекордное угловое разрешение, а достигнутая чувствительность позволяет перейти к выполнению полномасштабной программы научных исследований. Подробные результаты этих измерений будут опубликованы в «Астрономическом журнале» и в журнале «Астрономия и Астрофизика» (Astronomy & Astrophysics).

6. Эксперимент «Плазма-Ф»: постановка задачи и описание эксперимента

Эксперимент «Плазма-Ф» имеет как прагматическую цель – непрерывный мониторинг параметров плазмы и энергичных частиц межпланетной среды как часть «космической погоды», так и исследовательскую – изучение высокочастотной турбулентности этих параметров путем измерений параметров с уникально высоким временным разрешением.

В состав приборов эксперимента входят:

- монитор энергичных частиц (ионов и электронов) – МЭП,
- быстрый монитор солнечного ветра – БМСВ,
- система сбора, записи и обработки научной информации и передачи ее в радиоканал – ССНИ-2.

Эти приборы работают непрерывно и передают свою информацию почти с самого момента выхода спутника Спектр-Р на высокоапогейную рабочую орбиту.

Полная информативность эксперимента со-

ставляет около 70 Мбайт в сутки. При этом эксперимент работает в условиях довольно жесткого ограничения числа и продолжительности сеансов связи с КА. Это привело к необходимости разработки новых принципов работы системы сбора научной информации ССНИ-2:

- постоянная запись всех быстрых измерений в достаточно большую память системы ССНИ-2 (примерно на год работы);
- запись всех данных в двух видах: «сжатом» (примерно в восемь раз) и в «полном» с возможностью раздельного воспроизведения тех или других данных;
- анализ полученных «сжатых» данных и выбор для последующего воспроизведения только наиболее интересных интервалов «полных» кадров.

Эти принципы весьма хорошо оправдали себя в ходе полета КА «Спектр-Р». Активно функционирующий сегмент «Плазма-Ф» ННК проекта «Спектр-Р» (ОНГ ИКИ РАН) регулярно готовит цикограммы команд управления (КПИ) для загрузки на борт КА и постоянно участвует в проведении научных сеансов связи с КА. При этом созданная совместно с ЦУП НПОЛ линия связи с ИКИ РАН надежно обеспечивает получение в ИКИ практически в реальном времени научной информации с борта КА в сеансах связи, что дает существенный выигрыш в оперативности и надежности управления экспериментом.

В ИКИ организована экспресс-обработка получаемых в научных сеансах связи данных приборов БМСВ и МЭП, позволяющая сразу после сеанса визуализировать полученные как в режиме непосредственной передачи, так и в режиме воспроизведения данные проведенных измерений.

6.1. Прибор БМСВ

Спектрометр плазмы БМСВ был разработан специально для исследования плазмы солнечного ветра и плазмы магнитослоя с высоким и очень высоким временными разрешением – от 3 с до 30 мс.

Работа прибора БМСВ основана на использовании одновременных измерений токов шести датчиков – цилиндров Фарадея (ЦФ) с различной ориентацией и различной величиной энергии регистрируемого потока ионов плазмы. Этот набор включает в себя три «осевых» датчика, работающих в режиме сканирования управляющего (запирающего ионы) напряжения и три «отвернутых» датчика, регистрирующих проекции на их оси полного потока ионов. При этом оси полей зрения «осевых» датчиков направлены вдоль главной оси прибора БМСВ, а оси «отвернутых»

датчиков отклонены на 20 град симметрично относительно главной оси прибора. «Оевые» датчики предназначены для определения таких параметров плазмы, как переносная скорость, ионная температура и плотность ионов. «Отвернутые» датчики предназначены для определения такого параметра плазмы, как полный поток ионов – его величины и направления.

6.2. Прибор МЭП

Прибор МЭП предназначен для изучения энергичной компоненты космической межпланетной и магнитосферной плазмы. В приборе МЭП установлено четыре детектора – по два для измерений потоков электронов и ионов соответственно. Пары ионного и электронного детекторов ориентированы: одна в сторону, близкую к Солнцу, вторая – «назад», от Солнца, насколько позволяет конструкция аппарата. Электронный детектор включает в себя коллиматор, фольгу, отсекающую поток ионов, имеющих низкую проникающую способность, и кремниевый чувствительный элемент, позволяющий измерять энергию электронов в диапазоне энергий 40-400 килоэлектронвольт. Детектор ионов включает в себя коллиматор, кольцевой магнит, отсекающий электроны с энергиями до 1 МэВ, и кремниевый чувствительный элемент, позволяющий измерять энергию ионов в диапазоне 40-1000 килоэлектронвольт. Детекторы имеют относительно большой геометрический фактор 0,77 см·см², что обеспечивает высокую чувствительность к малым потокам измеряемых частиц. Электронный блок прибора включает в себя узлы, осуществляющие формирование импульсного сигнала с детекторов и интерфейсы с системами КА (телеметрия, питание, команды). Описание различных научных результатов, полученных с приборами БМСВ и МЭП, представлено в следующей статье этого выпуска*. Первые результаты эксперимента опубликованы в статье (Застенкер Г.Н., Зеленый Л.М. и др., 2011).

Заключение

Миссия «Радиоастрон» пройдя этап становления и подтверждения своих характеристик, вступила в фазу выполнения глубоких научных исследований. Служебные системы КА «Спектр-Р», научные комплексы КРТ и «Плазма-Ф», наземный научный комплекс и наземный комплекс управления полностью работоспособны и готовы к решению научных задач.

Одновременно первая российская космическая прецизионная платформа в негерметичном исполнении «Навигатор» успешно прошла весь комплекс летных испытаний и может быть рекомендована для использования в других орбитальных проектах.

Список литературы

- Александров Ю.А., Андреянов В.В., Бабакин Н.Г., Бабышкин В.Е. и др.* Радиоастрон (Проект «Спектр-Р») – радиотелескоп много больше Земли. Основные параметры и испытания // Вестник ФГУП НПО им С.А. Лавочкина, 2011. № 3. С. 11-18.
- Александров Ю.А., Андреянов В.В., Бабакин Н.Г., Бабышкин В.Е. и др.* Радиоастрон (Проект «Спектр-Р») – радиотелескоп много больше Земли. Наземный сегмент и основные направления исследований // Вестник ФГУП НПО им С.А. Лавочкина, 2011. № 3. С.19-30.
- Застенкер Г.Н., Зеленый Л.М. и др.* Загадки солнечного ветра // Российский космос, 2011. № 10. С.26-31.
- Попов М.В., Согласнов В.А., Кондратьев В.И., Костюк С.В. и др.* Гигантские импульсы – основной компонент радиоизлучения пульсара в Крабовидной туманности // Астрономический журнал, 2006. Т. 83 (1). С. 62-69.
- Хартов В. В.* Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных исследований // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина», 2011. № 3. С. 3-10.
- Angelakis E., Fuhrmann L., Marchili N., Krichbaum T.P., Zensus J.A.* Monitoring the radio spectra of selected blazars in the Fermi-GST era. The Effelsberg 100-m telescope covering the cm band // Memorie della Società Astronomica Italiana, 2008. 79. P. 1042-1045.
- Baars J. W. M., Genzel R., Pauliny-Toth I. I. K., Witzel A.* The absolute spectrum of CAS A - an accurate flux density scale and a set of secondary calibrators // Astron. & Astrophys, 1977. 61 (1). P. 99-106.
- Kovalev Y. Y., Kellermann K. I., Lister M. L., Homan D. C. et al.* Sub-Milliarcsecond Imaging of Quasars and Active Galactic Nuclei. IV. Fine-Scale Structure // Astron. J, 2005. 130 (6). P.2473-2505.
- Kovalev Y. Y., Petrov L., Fomalont E. B., Gordon D.* The Fifth VLBA Calibrator Survey: VCS5 // Astron. J, 2007. 133 (4). P. 1236-1242.
- Kovalev Y.Y., Nizhelsky N.A., Kovalev Yu.A. Berlin A.B. et al.* Survey of instantaneous 1-22 GHz spectra of 550 compact extragalactic objects with declinations from -30° to +43° // Astron. & Astrophys, 1999. V. 139 (3). P. 545-554.
- Ott M., Witzel A., Quirrenbach A., Krichbaum T. P. et al.* An updated list of radio flux density calibrators // Astron. & Astrophys, 1994. 284 (1). P. 331-339.
- Статья поступила в редакцию 30.05.2012 г.*

* Застенкер Г.Н. и др. Эксперимент «Плазма-Ф» – первые результаты работы.

ЭКСПЕРИМЕНТ «ПЛАЗМА-Ф» – ПЕРВЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

Г.Н. Застенкер¹
G.N. Zastenker¹

В.Н. Назаров¹
V.N. Nazarov¹

И.В. Колоскова¹
I.V. Koloskova¹

Е.Е. Рязанова¹
E.E. Riazanova¹

Я. Балаҗ²
J. Balaz²

Л.М. Зеленый¹
L. M. Zelenyi¹

Е.А. Гаврилова¹
E. A. Gavrilova¹

М.О. Рязанцева¹
M.O. Riazantseva¹

В.И. Прохоренко¹
V.I. Prokhorenko¹

Я. Шафранкова³
J. Safrankova³

«PLASMA-F» – FIRST RESULTS OF WORKING

А.А. Петрукович¹
A. A. Petrukovich¹

А.В. Дьячков¹
A.V. Djachkov¹

О.М. Чугунова¹
O.M. Chugunova¹

Ю.Н. Агафонов¹
Ju.N. Agafonov¹

З. Немечек³
Z. Nemecsek³

Л.С. Чесалин¹
L. S. Chesalin¹

Я.И. Марков¹
Ja.I. Markov¹

В.В. Храпченков¹
V.V. Khrapchenkov¹

К. Кудела²
K. Kudela²

Л. Прех³
L. Prech³

В статье описываются некоторые результаты выполняемого на борту спутника «Спектр-Р» эксперимента «Плазма-Ф», полученные двумя его основными приборами – монитором потоков энергичных частиц МЭП и плазменным энергоспектрометром БМСВ. Основной особенностью этих измерений является очень высокое временное разрешение, позволившее обнаружить ряд новых свойств солнечного ветра и потоков энергичных частиц.

Ключевые слова: солнечный ветер; энергичные частицы; магнитосфера Земли; турбулентность; межпланетная ударная волна.

Введение

После весьма успешного широкомасштабного проекта «Интербол», выполненного ИКИ РАН и его кооперацией в 1995–2000 гг. на двух спутниках «Интербол-1, -2» и двух субспутниках «Магион-4, -5», было решено осуществить более скромный плазменно-магнитный (и с регистрацией энергичных частиц) эксперимент, который мог бы явиться «попутным грузом» на высокоапогейном КА.

Таким экспериментом стал эксперимент «Плазма-Ф» на спутнике «Спектр-Р».

1. Постановка задачи

Эксперимент «Плазма-Ф» имеет как прагма-

In the paper there are described some results of the experiment «Plasma-F», that is working onboard spacecraft «Spectr-R». These results are obtained by the two main instruments – monitor of energetic particles MEP and plasma-energy-spectrometer BMSW. The main peculiarity of these devices is the very high time resolution of measurements that allow us to find several new features of solar wind and energetic particles streams.

Keywords:
solar wind;
energetic particles;
earth's magnetosphere;
turbulence;
interplanetary shock.

тическую цель – непрерывное мониторирование параметров плазмы и энергичных частиц межпланетной среды (как часть «космической погоды»), так и исследовательскую – изучение высокочастотной турбулентности этих параметров путем измерений с уникально высоким временным разрешением.

Краткое описание эксперимента «Плазма-Ф», состав приборов и орбита спутника «Спектр-Р» представлены в статье (Артюхов М.И., Хартов В.В. и др., 2012). Весьма важно, что высокоапогейная орбита этого спутника предоставляет большие преимущества для проведения длительных (до семи суток) систематических измерений в межпланетной среде. Два основных прибора этого эксперимента – плазменный спек-

¹ Институт космических исследований (ИКИ РАН), Россия, г. Москва.

² Институт экспериментальной физики Словацкой Академии наук, Словакия.

³ Карлов Университет, Чешская Республика.

трометр БМСВ и монитор энергичных частиц МЭП работают непрерывно и передают свою информацию почти с самого момента выхода спутника «Спектр-Р» на высокоапогейную рабочую орбиту. Ниже будут кратко описаны некоторые результаты измерений этих приборов. Отметим, что первые результаты эксперимента «Плазма-Ф» уже опубликованы (Застенкер Г.Н., Зеленый Л.М., и др., 2011).

2. Некоторые результаты измерений прибором МЭП

2.1. Описание

Одной из важных составляющих космической межпланетной и магнитосферной плазмы является так называемый «энергичный» компонент – ионы (в основном протоны) и электроны с энергиями существенно выше средней («тепловой») энергии основной массы плазмы. К числу таких частиц относятся, например, солнечные космические лучи или частицы радиационных полей Земли. Кроме собственно изучения свойств околоземного пространства, исследования процессов образования (и ускорения) такой энергичной плазмы важны для астрофизики. Схожие процессы (только с более высокими энергиями) ответственны за ускорение плазмы в астрофизических объектах, о свойствах которых мы можем судить только по свойствам достигающего Земли вторичного излучения.

В отечественных космических проектах накоплен большой опыт подобных наблюдений. Спутник «Спектр-Р» стал удобной платформой для реализации специализированного эксперимента такого рода для изучения тонкой структуры ускорительных процессов в солнечном ветре, на околоземной ударной волне и во внешней магнитосфере.



рисунок 1. Прибор МЭП

В приборе МЭП (рисунок 1) установлено четыре детектора – по два для измерений потоков электронов (в диапазоне энергий 40-400 кэВ) и ионов (в диапазоне 40-4000 кэВ) соответственно. Основные принципы устройства прибора МЭП описаны в статье (Артюхов М.И., Хартов В.В. и др., 2012).

Как правило, ранее измерения потоков энергичных частиц проводились с накоплением сигнала за время порядка одной минуты. В данном же эксперименте реализована схема с временем регистрации не хуже 1 секунды и до 32 отсчетов в секунду. Такое высокое разрешение по времени позволяет получить уникальные результаты.

2.2. Примеры результатов измерений прибором МЭП

Исключительно интересные наблюдения были проведены прибором МЭП в солнечном ветре буквально в первые часы после первого включения (рисунок 2).

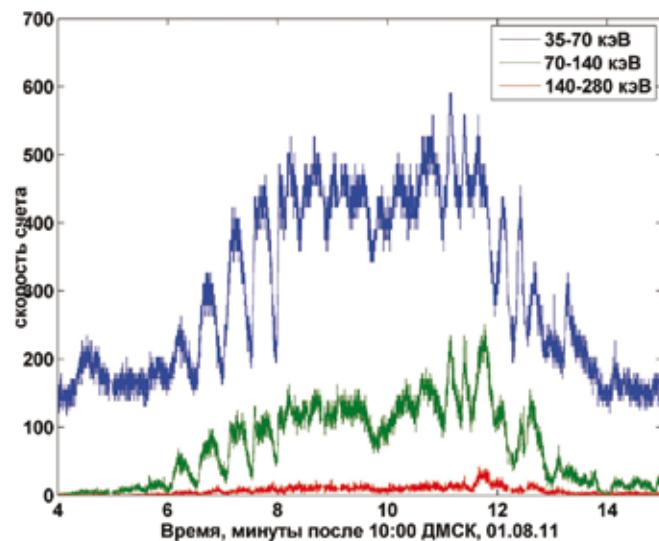


рисунок 2. Пример возрастания потока ионов с периодической структурой на фронте

Наблюдаются транзиентное возрастание потока ионов в диапазоне энергий до 200 КэВ. Это достаточно обычное явление, связанное с отражением и ускорением ионов на квазипараллельной ударной волне. Однако, на переднем фронте возрастания отчетливо наблюдается периодическая структура с характерным временем порядка 20-30 секунд, что близко к периоду циклотронного вращения протона в магнитном поле солнечного ветра. Ранее таких явлений зарегистрировано не было, в основном, из-за недостаточного временного разрешения приборов. Подобное наблюдение говорит о непосредственной близости спутника к месту ускорения протонов, так как в

противном случае успевало бы произойти «размешивание» по фазе вращения.

На рисунке 3 приведен еще один пример наблюдений импульса ускорения ионов в солнечном ветре недалеко от ударной волны.

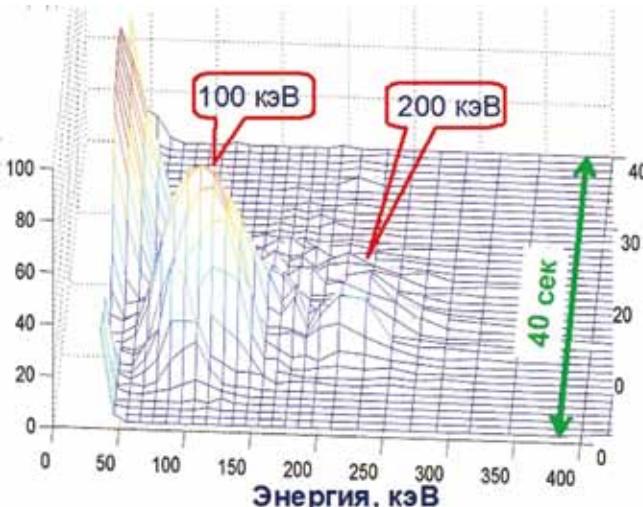


рисунок 3. Пример динамического энергетического спектра потока ионов

На фоне «обычного» спектра с постепенным падением скорости счета с увеличением энергии за время порядка 10-20 секунд появляется и исчезает пик ускоренных ионов с энергией порядка 100 кэВ, сопровождающийся менее заметным вторичным пиком на удвоенной энергии. События такого типа были впервые обнаружены по данным проекта «Интербол» (прибор «ДОК-2») и объяснены как действие единичного акта ускорения ионов импульсом электростатического поля, возникающим в ходе характерной динамики околоземной ударной волны. При этом главный пик создается протонами, а пик на удвоенной энергии – альфа-частицами, ускорение которых вдвое эффективнее из-за удвоенного электрического заряда. В целом измерения МЭП за счет высокого временного разрешения позволяют в данном случае детально исследовать временную динамику такого процесса ускорения.

3. Некоторые результаты измерений прибором БМСВ

Работа прибора БМСВ основана на использовании одновременных измерений токов шести датчиков – цилиндров Фарадея с различной ориентацией и различной величиной энергии регистрируемого потока ионов плазмы (рисунок 4). Именно применение в качестве датчиков цилиндров Фарадея позволяет проводить абсолютные измерения плотности плазмы с очень высоким временным разрешением (до 30 мс).



рисунок 4. Прибор БМСВ

Описание устройства прибора БМСВ кратко дано в статье (Артюхов М.И., Хартов В.В. и др., 2012), а изложение методики измерений параметров плазмы с помощью этого прибора можно найти в статьях (Safranova J., Nemecsek Z. et al., 2008; Застенкер Г.Н., Федоров А.О. и др., 2000).

3.1. Мониторинг

Результаты прибора БМСВ как монитора межпланетной плазмы показаны на примере регистрации параметров солнечного ветра – переносной скорости, плотности и температуры ионов в событии 26 сентября 2011 г. с временным разрешением в 3 секунды (рисунок 5).

В данном интервале наш прибор зарегистрировал приход к КА «Спектр-Р» межпланетной ударной волны (МУВ) в момент, указанный стрелкой на шкале времени. Приход МУВ сопровождается резким ростом плотности (от 22 до 58 см⁻³), скорости (от 360 до 470 км/с) и температуры (от 7 до 32 эВ).

Далее скорость и температура сохраняют свои весьма высокие значения в течение 2.5 часов, а плотность постепенно падает до 18-20 см⁻³ (рисунок 5).

Представляет интерес приведенное на графике сравнение показаний прибора БМСВ с данными прибора SWE на КА WIND, сдвинутыми на время движения МУВ между этими аппаратами. Видно, что значения плотности и температуры на разных КА совпадают весьма хорошо, за исключением лишь отдельных моментов. Иначе обстоит дело с сопоставлением плотности ионов – видно, что при хорошем совпадении в среднем и сходстве структур значения плотности по данным двух КА временами заметно расходятся. Имея в виду, что эти два КА раздвинуты по оси ОY (перпендикулярной линии Солнце–Земля) на 122 Re, т.е. примерно на 800 тыс. км, это обстоятельство может быть интерпретировано как

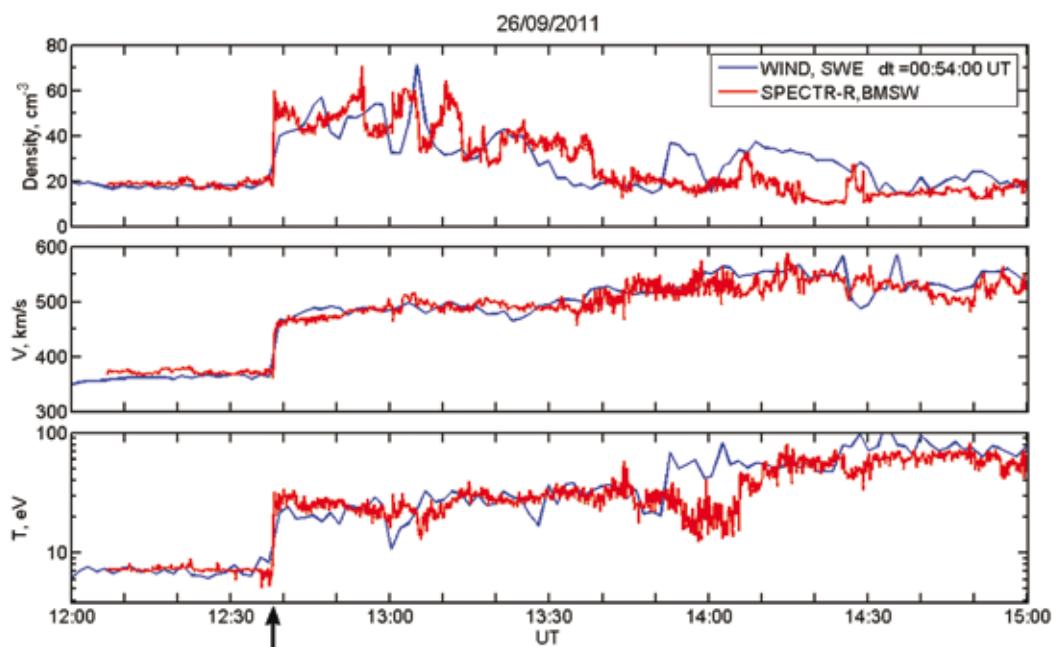


рисунок 5. Параметры солнечного ветра после прихода межпланетной ударной волны (отмечено стрелкой)

свидетельство наличия достаточно больших локальных неоднородностей плотности в теле межпланетного возмущения.

3.2. Фронт межпланетной ударной волны

Очень высокое временное разрешение измерений прибора БМСВ позволяет оценить длительность фронта МУВ. На рисунке 6 показан временной ход потока ионов на 14 секундном интервале вокруг фронта, измеренный с разрешением 30 мс.

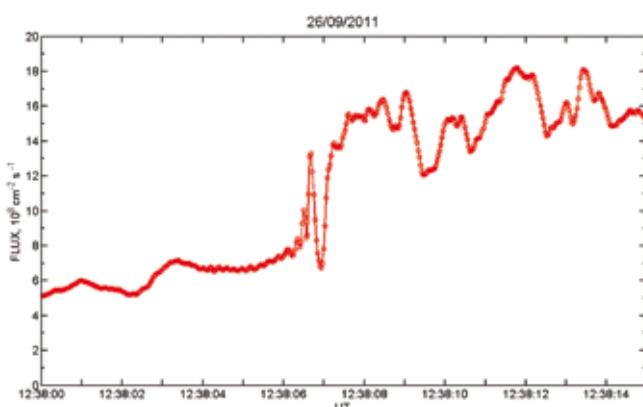


рисунок 6. Детальная развертка фронта межпланетной ударной волны

Видно, что фронт в целом имеет очень малую продолжительность всего 0.9 с. Примечательно, что на этом интервале изменение потока ионов обнаруживает сильно немонотонный характер – сначала увеличение в течение примерно 0.16 с,

затем резкий и глубокий спад в течение около 0.2 с, сменяющийся большим ростом в течение примерно 0.3 с. Представляется, что такая сложная знакопеременная структура фронта МУВ найдена впервые. Отметим, что за фронтом наблюдаются большие осцилляции потока, заметно превышающие по амплитуде аналогичные вариации перед фронтом.

3.3. «Струйность» потока солнечного ветра

Примером постоянно существующих быстрых вариаций параметров солнечного ветра являются наблюдения с высоким разрешением изменений вектора потока ионов – величины и направления.

На рисунке 7 приведены такие измерения для наблюдения 14.08.2011 г. в течение 25-секундного интервала (точки поставлены через 30 мс).

Видно изменение величины потока ионов примерно на 10% за время всего лишь 0.3-0.5 с и множество более мелких (примерно на 5%), но очень быстрых изменений – всего лишь за 0.1-0.2 с. Кроме того, видны более медленные, но достаточно большие по амплитуде вариации углов потока (полярного – от долей градуса до одного градуса) и азимутального (от нескольких до 10 градусов) за доли или за единицы секунд. Эти наблюдения показывают, что поток солнечного ветра на самом деле не является однородным, как предполагалось ранее, а состоит из множества отдельных мелких «струек», различающихся и по амплитуде, и по направлению.

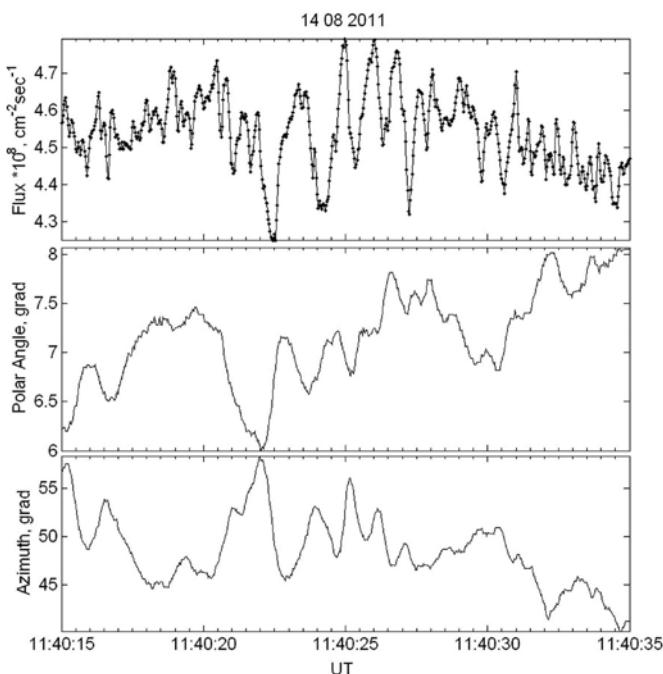


рисунок 7. Пример быстрых вариаций величины и направления потока ионов солнечного ветра

Близкой аналогией здесь может служить поток воды из садовой лейки. Вероятно, такая «струйность» солнечного ветра отражает локальные неоднородности условий в его источнике, т.е. в солнечной короне.

3.4. Двухмасштабность спектров вариаций

На рисунке 8 показаны частотные спектры вариаций потока ионов (величины и полярного угла) на том же временном интервале, который представлен на рисунке 7. Видно, что эти спектры в широком диапазоне $0.08\div10$ Гц являются спадающими и состоят из двух ветвей – более пологой низкочастотной (примерно до 1-2 Гц) и более крутой высокочастотной (в области более 1 Гц). Отметим, что такие спектры являются типичными для большинства наших измерений потока солнечного ветра с высоким временным разрешением.

Такая двухмасштабность измеренных частотных спектров дает возможность впервые получить по параметрам плазмы экспериментальное подтверждение гипотезы о мультинастабном струйном характере течения солнечного ветра. Как видно из рисунка 8, в солнечном ветре одновременно существуют как крупные струи с частотой вариаций 0.1-1 Гц, так и более мелкие струйки с частотой в пределах 1-10 Гц. Такая картина отражает, очевидно, сложный мультифрактальный характер источников солнечного

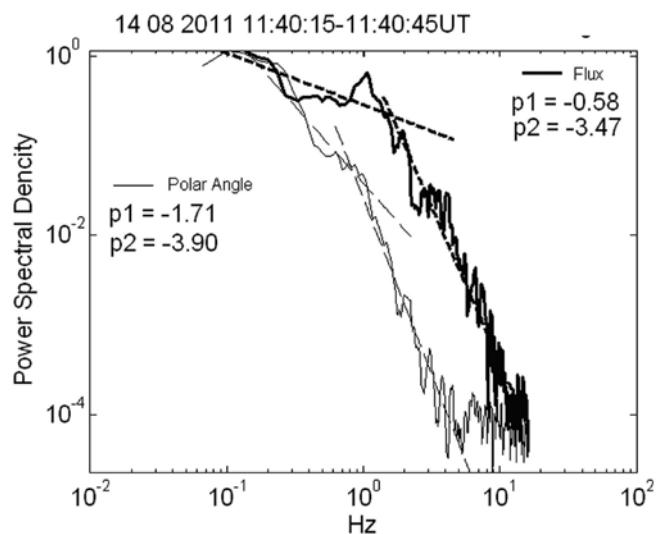


рисунок 8. Пример частотных спектров вариаций величины и полярного угла потока ионов

ветра в короне Солнца, рассмотренный, в частности, в теоретической работе (*Milovanov A.V., Zelenyi L.M., 1999*).

Интересным представляется и различие в наблюдаемых спектрах величины потока и его полярного угла. В области низких частот амплитуда флюктуаций полярного угла потока спадает с ростом частоты быстрее, чем амплитуда флюктуаций величины потока. А в области высоких частот амплитуда флюктуаций угла почти на два порядка ниже, чем для величины потока, что качественно было отмечено при обсуждении рисунка 7 – направление потока меняется заметно медленнее, чем его величина. Эти особенности впервые обнаружены в нашем эксперименте.

3.5. Содержание ионов гелия в солнечном ветре

Хотя в приборе БМСВ отсутствует масс-анализ ионов, тем не менее, имеется возможность быстрой регистрации этим прибором ионов He^{++} в солнечном ветре на основе анализа потока ионов по величине их энергии на единицу заряда.

Пример такого наблюдения приведен на рисунке 9.

Здесь на нижней панели рисунка показана энергоспектрограмма потока ионов, построенная для 9 часового интервала 28.09.2011 г. с разрешением 3 с на основе дифференциальных энергетических спектров ионов. На этой спектрограмме очень наглядно видно разделение потока ионов по величине их энергии на заряд на две компоненты – протонную (соответственно, красно-желто-зеленая полоска), имеющую среднюю энергию на заряд около 1300 эВ, и ге-

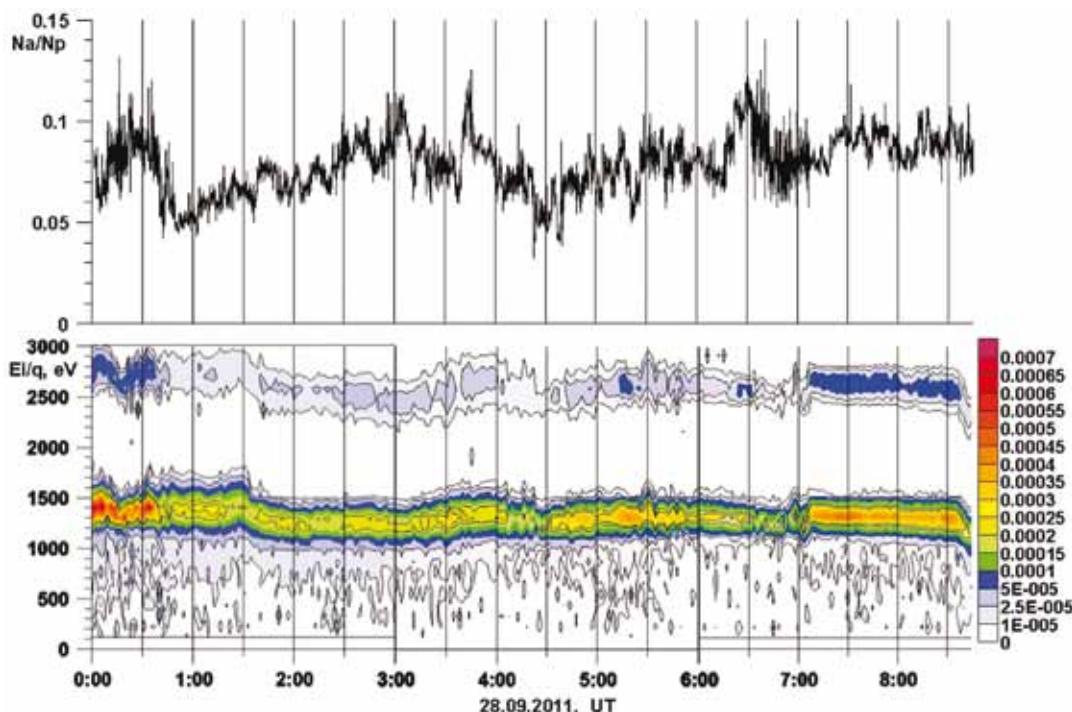


рисунок 9. Пример энергоспектрограммы и графика относительного содержания ионов гелия в солнечном ветре

лиевую (соответственно серо-сине-голубая полоска), имеющую энергию на заряд в два раза больше – около 2600 эВ. Это означает, что переносные скорости этих компонент с хорошей точностью совпадают и составляют примерно 500 км/с.

На верхней панели рисунка 9 показан вычисленный по данным этой энергоспектрограммы временной ход относительного содержания ионов He^{++} , т.е. отношения Na/Np для всего рассматриваемого интервала. На этом интервале содержание ионов гелия оказывается весьма высоким и изменяется в довольно широких пределах – от 4% до 12%. Обращает на себя внимание то, что, вопреки ожиданию содержание ионов гелия в солнечном ветре испытывает постоянные быстрые и большие вариации даже в секундном диапазоне (см., например, рост с 8 до 11% за 3 с около 6.20 UT и много других подобных мгновений). Такое наблюдение изменчивости содержания гелия в солнечном ветре осуществлено впервые. Нам представляется, что такая быстрая изменчивость свидетельствует о сильной мелкомасштабной неоднородной слоистости (или зернистости) солнечной короны.

Заключение

На основе анализа первых результатов измерений в эксперименте «Плазма-Ф» на КА «Спектр-Р» показано, что этот эксперимент успешно решает задачи мониторирования параметров

межпланетной среды и верхней магнитосферы Земли и исследования их турбулентности в секундном и субсекундном диапазонах.

Авторы благодарят многочисленных участников работ по созданию приборов БМСВ и МЭП, по их разнообразным испытаниям (в ИКИ РАН и в НПО им. С.А. Лавочкина) и по обеспечению функционирования этих приборов в ходе полета спутника «Спектр-Р».

Участники работ по прибору БМСВ в ИКИ РАН благодарят РФФИ (гранты № 10-02-1063, № 12-05-00984-а) за частичную поддержку.

Список литературы

Артюхов М.И., Хартов В.В. и др. Космическая миссия «Радиоастрон». Первые результаты // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012. № 3.

Застенкер Г.Н., Зеленый Л.М. и др. Загадки солнечного ветра // Российский космос, 2011. № 10. С. 26-31.

Застенкер Г.Н., Федоров А.О. и др. Особенности использования интегральных цилиндров Фарадея на спутнике «Интербол-1» // Космич. исследования, 2000. Т. 38, № 1. С. 23-30.

Milovanov A.V., Zelenyi L.M. Fracton excitations as a driving mechanisms for self-organized dynamical structuring in the Solar Wind // Astrophys. and Space Sci., 1999. № 1-4. P. 317-345.

Safrankova J., Nemecek Z. et al. A new approach to solar wind monitoring. // Advances in Space Research, 2008. V. № 41. P. 41-52.

Статья поступила в редакцию 30.05.2012 г.

АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ ДЕМОНСТРАЦИОННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ



В.К. Сысоев*,
доктор технических
наук,
sysoev@laspace.ru;
V.K. Sysoev**



К.М. Пичхадзе*,
профессор, доктор
технических наук,
pichkhadze@laspace.ru;
K.M. Pichkhadze**

ANALYSIS OF STRUCTURE OF DEMO SPACE POWER PLANT



A.A. Верлан*,
sysoev@laspace.ru;
A.A. Verlan**



А.Ф. Насыров*,
sysoev@laspace.ru;
A.F. Nasirov**

Наиболее важным вопросом создания промышленной космической солнечной электростанции (КСЭС) является проведение демонстрационных космических испытаний прототипов основных систем такой электростанции. В статье дается анализ структуры такой демонстрационной космической электростанции.

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

Введение

Разработка проектов космических солнечных электростанций является актуальной задачей современной энергетики как из-за возрастающих потребностей современной цивилизации, так и отрицательных экологических последствий использования ископаемых природных ресурсов (Mankis Y.C., 2009).

Работы в области КСЭС проводятся в крупных промышленных странах, таких, как США, Япония, ЕС, Китай, а также в Канаде, Индии, Индонезии (*Материалы 62 конгресса*, 2011).

Основные направления этих работ можно структурировать следующим образом:

- поиск оптимальных концепций КСЭС;
- разработка наиболее важных систем КСЭС: фотопреобразователей с высоким КПД, сверхлегких конструкций, высокоэффективных

The most important issue of the space solar power plant (SSPP) development is demonstration space testing of prototypes of the main systems of such power plant. The article gives analysis of structure of the demo space power plant.

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

СВЧ-генераторов и лазерных излучателей; - проведение наземных экспериментов по передаче мощности в виде лазерного или микроволнового излучения.

Однако все организации, участвующие в разработке КСЭС, считают, что ключевым моментом таких разработок является проведение демонстрационного космического эксперимента с параметрами, максимально приближенными к будущим космическим электростанциям.

Анализ структуры такой демонстрационной КСЭС является целью данной статьи.

Прежде всего рассмотрим основные технические требования к демонстрационным КСЭС:

- использование существующих ракет-носителей (РН);
- применение имеющихся спутниковых платформ, обеспечивающих ориентацию с макси-

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

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

- мальной точностью;
- создание трансформируемой конструкции фотоизлучающих модулей, имеющих максимальные размеры для размещения их под обтекателем РН и с целью получения максимальной мощности;
 - использование имеющихся зеркальных систем (применяемых для дистанционного зондирования и лазерной космической связи) для дистанционной передачи энергии на Землю.

Достижения современной оптико-электронной техники в области фотопреобразователей солнечного и лазерного излучения, а также в области лазерных генераторов (в первую очередь эффективность и мощность) позволяют уже сейчас проектировать демонстрационную КСЭС с параметрами для практического использования. На рисунке 1 показана диаграмма конечного КПД космической солнечной электростанции по сравнению с первоначальными проектами 1980-х годов.

Надо учитывать, что наземные фотопреобразователи будут работать в двойном режиме: помимо преобразования лазерного излучения, они также будут работать в режиме преобразования прямого солнечного излучения, что увеличивает КПД всей системы до 50% и выше.

Большой прогресс имеется в развитии лазерных генераторов, особенно волоконных лазеров, излучающих в области 0,8-2 мкм с высоким КПД (до 70%) и высоким уровнем мощности: через световод диаметром 250 мкм передают до 100 кВт мощности, при малых массогабаритных параметрах самого лазера. С учетом длины волны можно создавать приемные устройства на Земле, фотопреобразующие лазерное излучение, небольших размеров (десятки метров), что на 3÷4

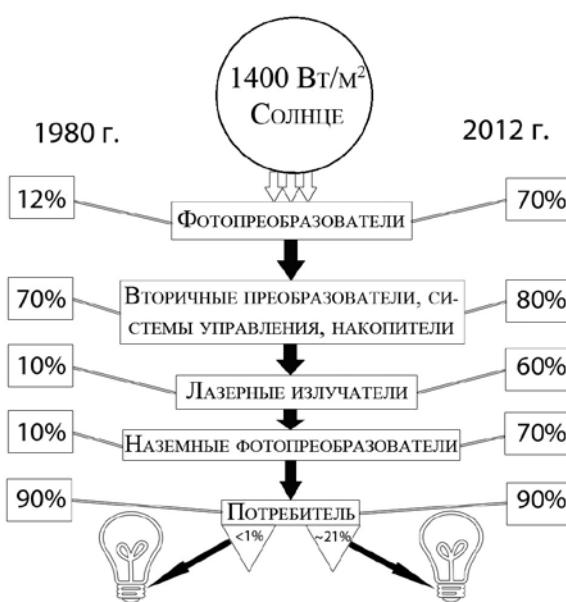


рисунок 1. Эффективность КСЭС

порядка меньше, чем при использовании микроволнового излучения (десятки километров). Такие возможности лазеров позволяют планировать их использование в качестве канала передачи энергии в демонстрационной космической солнечной электростанции.

В данной статье предлагается структура демонстрационной КСЭС на основе изложенных ранее технических требований и применения лазерного канала передачи энергии (Сысоев В.К. и др., 2011).

1. Демонстрационная космическая солнечная электростанция

Предлагается построить демонстрационную КСЭС из следующих компонентов:

1. Космический сегмент на основе имеющихся спутниковых платформ («Навигатор») и РН («Союз»). Существенно новым элементом являются автономные панели фотоизлучающих модулей, предназначение которых – преобразование солнечного излучения фотопреобразователями в электроэнергию, накопление и использование её для наработки волоконных лазеров. Излучение волоконных лазеров через световоды суммируется на управляемой зеркальной системе, размещенной на базовом модуле, для передачи собранной энергии на Землю.

2. Наземный сегмент, где в качестве носителя (приемной фотопреобразовательной станции) предлагается использовать привязной аэростат.

Получаемая из космоса энергия передается на Землю с помощью трос-кабеля.

Схема такой электростанции показана на рисунке 2.

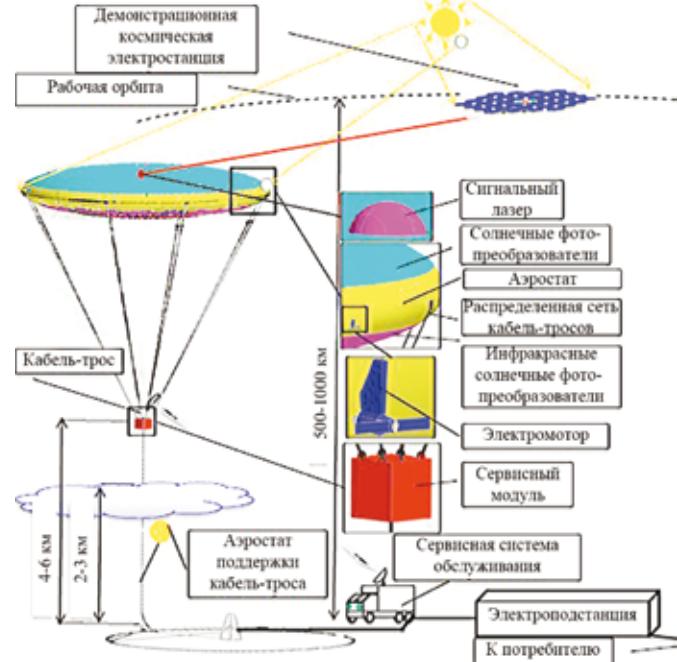


рисунок 2. Демонстрационная КСЭС

АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ ДЕМОНСТРАЦИОННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ

Особенности приемной станции:

- использование двух источников энергии для фотопреобразователей (лазерное и солнечное излучение), что позволяет увеличить общую эффективность электростанции;
- использование лазерного излучения с длиной волны сильно поглощаемого гидроксилом, но расположение фото-преобразователей выше облачности позволит увеличить экологическую безопасность;
- фотопреобразователи будут работать с высоким напряжением, что позволит минимальными средствами увеличить напряжение до 1÷3 кВ для передачи тока по трос-кабелю на Землю;
- наличие в сервисной системе аэростата сигнального лазерного излучателя, предназначенного для решения двух задач:
 - точного наведения зеркальной системы КА;
 - анализа оптических свойств трассы передачи энергии.

На рисунке 3 показана общая функциональная схема КСЭС. Основная особенность космического сегмента – автономные фотоизлучающие модули трансформируются в конструкцию, размещаемую под обтекателем РН. Такие фотоизлучающие модули в электрическом и тепловом интерфейсе независимы от систем базового модуля (БМ) спутниковой платформы. Информация о состоянии фотоизлучающего модуля будет передаваться на БМ по радиоканалу, использующему стандарты Wi-Fi, это позволяет увеличить надежность всей космической электростанции.

Важнейшей системой космического сегмента

КСЭС является автономный фотоизлучающий модуль. В конструкции такого модуля заложены следующие требования:

- конструкция должна иметь размеры, позволяющие укладывать её под имеющийся обтекатель. Толщина фотоизлучающего модуля должна быть минимальной, чтобы укладка пакета таких модулей под обтекатель была максимальной, чтобы получить максимальную площадь фотопреобразователей в развернутой конструкции фотоизлучающих модулей;
- одна сторона конструкции состоит из высокоэффективных фотопреобразователей, а противоположная сторона – из высокоэффективного радиатора. В пространстве этой конструкции (рисунок 4) будут расположены: система управления, система накопителей (суперконденсаторы), распределенная система светодиоднойнакачки волоконных лазеров, волоконные лазеры, система датчиков, устройство связи с БМ.

Подробная функциональная схема такого модуля показана на рисунке 5. Одной из ключевых проблем такого модуля является обеспечение теплового режима модуля, так как рабочий температурный режим не может превышать диапазон $-60\dots+80^{\circ}\text{C}$. Как показали тепловые расчеты, обеспечить соответствующий тепловой режим возможно в первую очередь оптимизацией геометрии расположения оптико-электронных блоков, за счет распределенной светодиодной накачки волоконных лазеров.

Выбор рабочей орбиты для демонстрационного космического эксперимента будет обусловлен

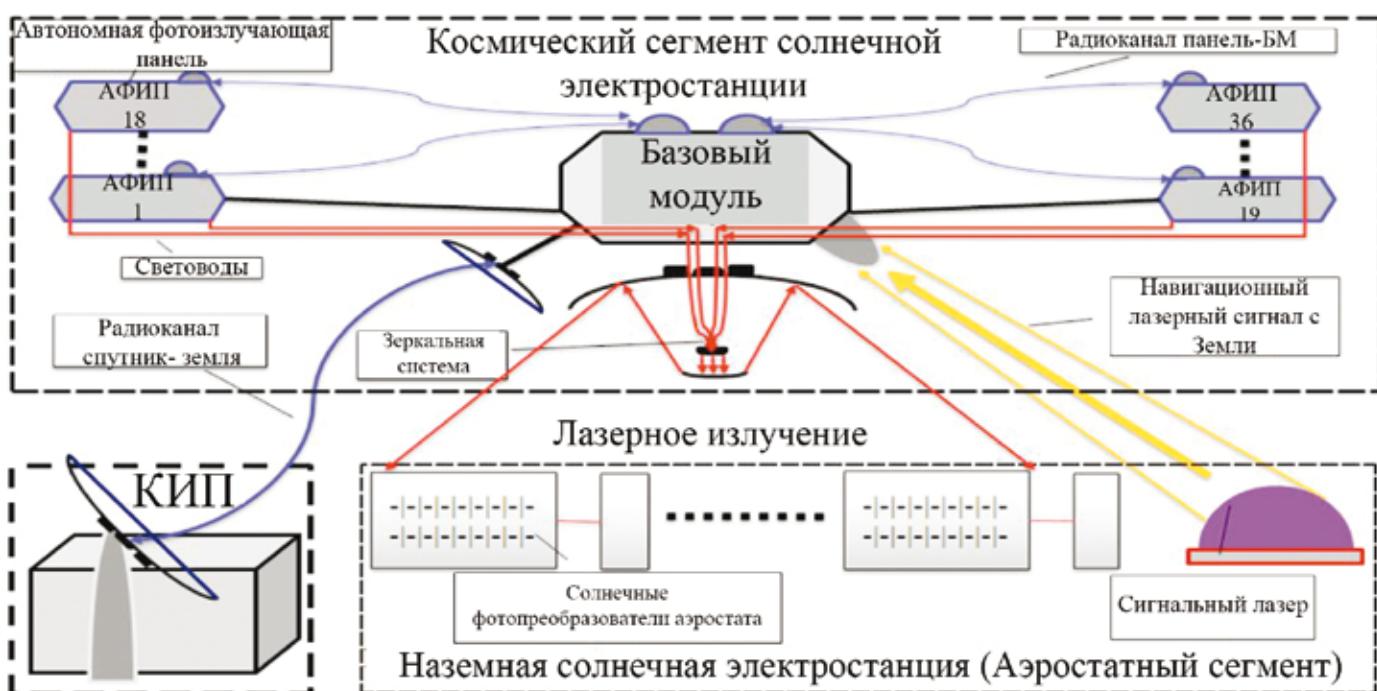


рисунок 3. Функциональная КСЭС

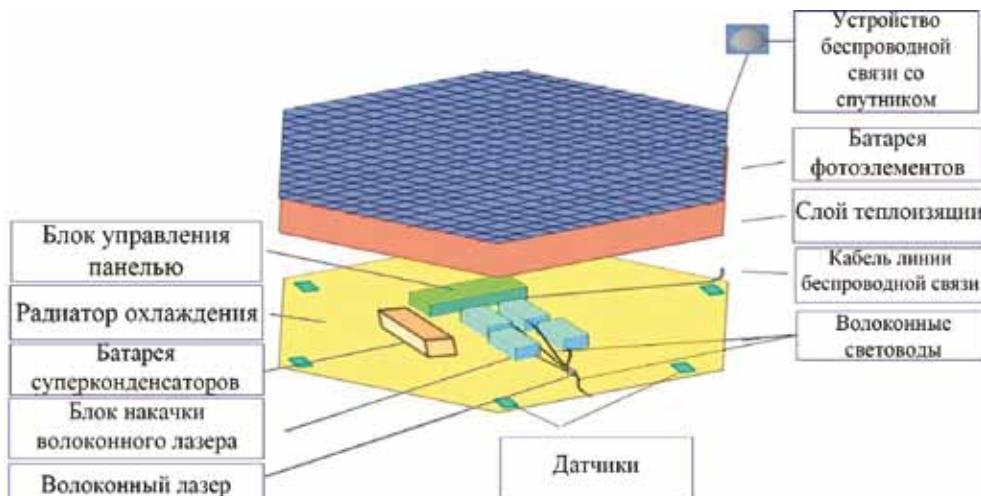


рисунок 4. Конструкция фотоизлучающей панели

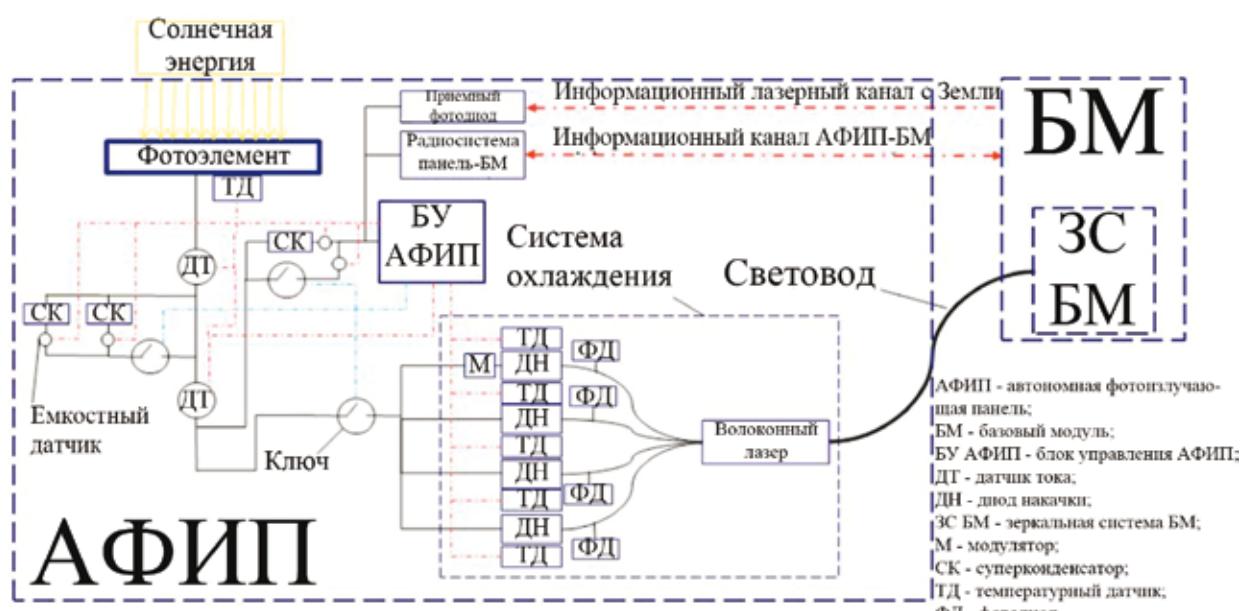


рисунок 5. Функциональная схема автономной фотоизлучающей панели

следующими условиями:

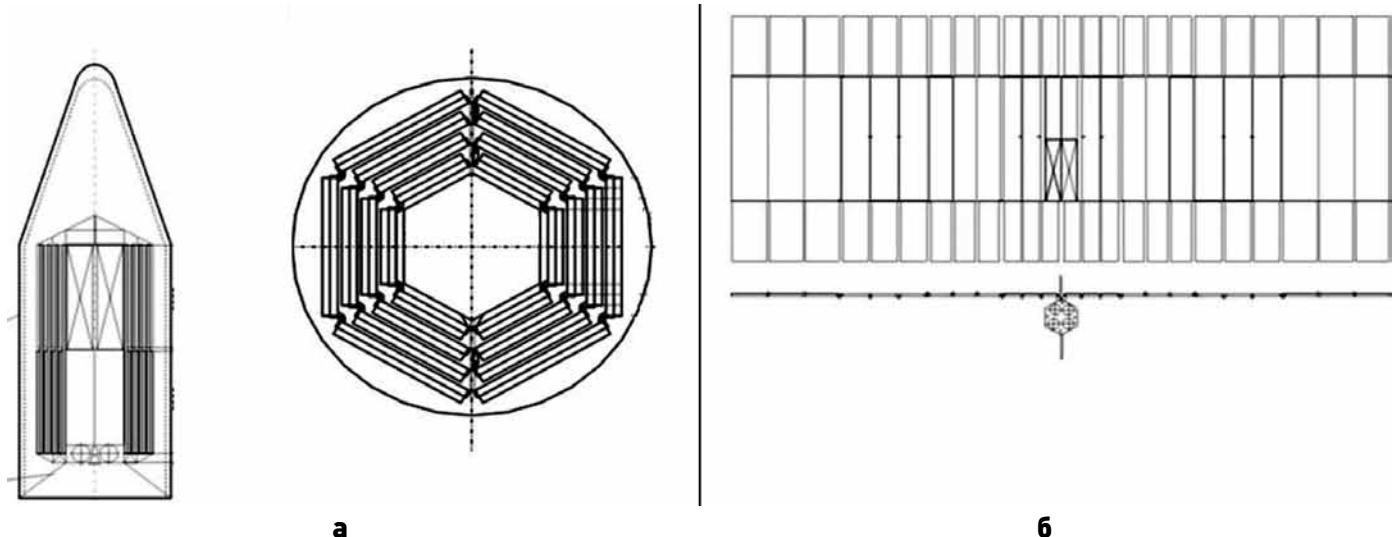
- небольшие высоты передачи энергии, чтобы не создавать больших зеркальных систем и обеспечить необходимую точность наведения лазерного канала передачи энергии;
- достаточно большое время пролета над наземной фотоприемной площадкой (аэростатом).

Таким требованиям соответствует высокоэллиптическая орбита типа «Молния». Конечно, сложность управления спутником при такой орбите значительно выше, чем при расположении его на геостационарной орбите, но отработка технологии управления на высокоэллиптической орбите позволит решить проблемы для будущих промышленных КСЭС.

Рассмотрим компоновку демонстрационной КСЭС, при вертикальной укладке панелей фотоизлучающих модулей под обтекателем (рисунок 6).

Корпус спутника представляет собой в нижней

части шестигранник, в котором помещен апогейный двигатель. Вокруг корпуса спутника и центральной фермы уложены две панели. Сверху и снизу пакет створок панелей фиксируются нижней и верхней фермами, которые отделяются после выведения спутника на рабочую орбиту перед раскрытием панелей электростанции в рабочее положение. Схема укладки панелей представлена на рисунке 6а. Электростанция состоит из двух панелей. Каждая панель состоит из четырех блоков. Каждый блок состоит из трех основных створок по две дополнительные створки. На каждой из основных створок по две дополнительные створки. Раскрытие панелей происходит после приведения силовых гироскопов в рабочее состояние. Начиная от периферийного блока, сначала разворачиваются основные створки, после срабатывания фиксаторов открываются дополнительные створки. На рисунке 6б представлен общий вид демонс-



а – схема укладки под обтекателем;
б – полное раскрытие.

рисунок 6. Схема укладки и раскрытия панелей

таблица 1 – Массовая сводка демонстрационной космической электростанции

наименование	масса, кг	примечание
панель фотоизлучающих модулей	2600	конструкция, фотоэлектрические преобразователи, накопители, волоконные лазеры, системы управления, зеркальная система.
космический модуль	1500	конструкция, система управления, двигательная система, сервисная система.
космический аппарат полностью заправленный	4500	

трационной космической электростанции после полного раскрытия панелей.

Площадь панелей электростанции – около 340 м². Представленная на этих рисунках схема соответствует возможности размещения в существующей модели обтекателя. Однако если представить другие модели обтекателей, то высота их цилиндрической части может достигнуть 9,5 м. В этом случае площадь панелей электростанции может достичь 500 м².

Таблица 1 показывает примерный массовый баланс такой электростанции.

2. Программа проведения демонстрационного эксперимента

К числу особенностей проведения демонстрационного эксперимента, помимо стандартных процедур, относятся:

- выведение на орбиту демонстрационной КСЭС;
- раскрытие панели фотоизлучающих модулей;
- запуск на рабочую высоту аэростатной станции.

Кроме этого, необходимо выполнить операции, которые ранее не проводились в космических экспериментах:

- организация высокоточного наведения лазерного канала передачи энергии на аэростатную фотоприемную площадку;
- проведение работ по передаче максимальной лазерной мощности с максимальной эффективностью.

Задачу наведения канала передачи энергии на фотопреобразователи аэростата можно разделить на две части:

- управление угловым движением спутника;
- наведение канала передачи энергии с помощью управляемой зеркальной системы в направлении принятого луча сигнального лазера с аэростатной станции.

Кроме того, система управления спутника должна обеспечить наведение фотопреобразователей на Солнце с точностью $\pm 2^\circ$. С учетом того, что система наведения луча передачи энергии имеет возможность изменять направление лазерного луча в диапазоне $\pm 30^\circ$, задача выполнения требования наведения фотопреобразователей на

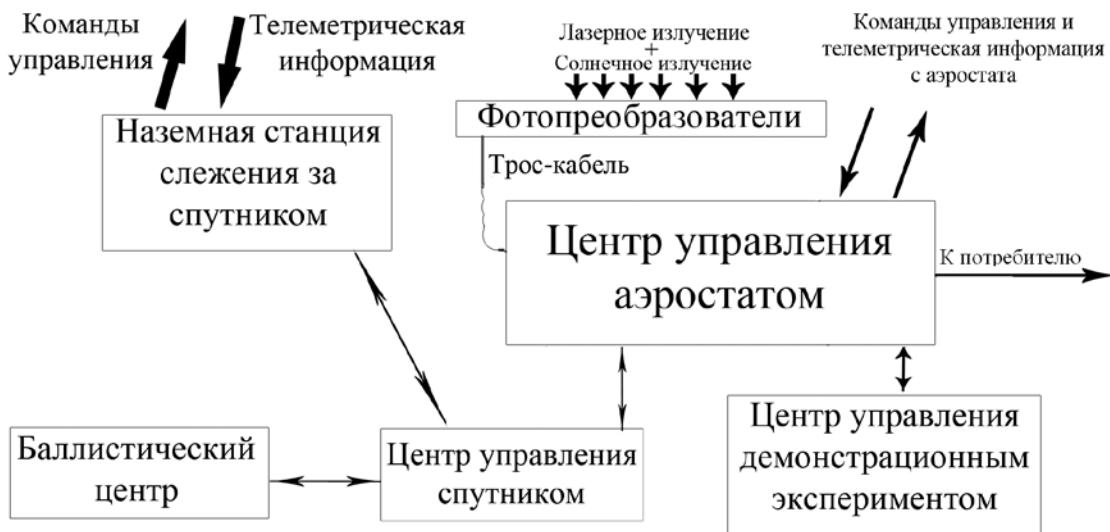


рисунок 7. Функциональная схема наземного комплекса управления КСЭС

Солнце для системы управления спутником становится определяющей.

3. Система управления угловым движением спутника

При проектировании спутника необходимо решить три крупные технические задачи:

- во-первых, провести выбор исполнительных органов системы управления угловым движением спутника;
- во-вторых, обеспечить устойчивость углового движения спутника в условиях, по-видимому, низкой частоты упругих колебаний солнечных панелей фотоизлучающих модулей;
- в-третьих, произвести выбор режимов ориентации и необходимого приборного состава измерительных средств.

Для получения достаточной электроэнергии при выполнении целевой задачи спутника необходимо ориентировать нормаль к плоскости солнечных панелей на центр Солнца и стабилизировать ее относительно этого направления с точностью не хуже 2 град. Это требование указывает на необходимость использования режима постоянной солнечной ориентации в процессе выполнения целевой задачи спутника.

Большая площадь солнечных панелей (от 270 до 500 м²) влечет за собой не только значительные моменты инерции спутника, но и большую их разность между связанными осями спутника. Для анализа условий полета их значения по трем связанным осям спутника приняты по предварительному расчету равными от 20000 кгм² по одной оси до 146000 и 160000 кгм² – по двум другим осям соответственно. Столь значительная разница моментов инерции создает и значительные гравитационные возмущающие моменты. Мак-

симум этих моментов действует по оси промежуточного момента инерции и достигает 0,25 Нм. Несколько меньшие уровни моментов действуют относительно оси максимального момента инерции – 0,2 Нм, а их наименьшие значения – по оси минимального момента инерции – 0,025 Нм.

Целесообразно высокоточное управление угловым движением осуществлять на этапе передачи энергии, т.е. на низких высотах, с помощью силовых гироскопов, а их «разгрузку», снижение накапленного кинетического момента, осуществлять с помощью магнитной системы разгрузки. Кинетический момент системы силовых гироскопов желательно иметь не менее импульса гравитационных моментов на любом витке орбиты. Такая система должна состоять из четырех силовых гироскопов с кинетическим моментом порядка 200 ... 250 Нмс каждый.

Сочетание системы силовых гироскопов, магнитной системы их «разгрузки» наряду с использованием магнитометров, высокоточных звездных приборов ориентации и датчиков угловой скорости позволяет стабилизировать связанные оси КА в инерциальном пространстве с малыми угловыми скоростями порядка 0,0001 ... 0,001 град/с, создавая тем самым минимальное воздействие на наведение зеркальной системы при передаче лазерного излучения на наземную фотоприемную площадку. Кроме того, малые значения угловых ускорений от силовых гироскопов будут способствовать слабому возбуждению упругих колебаний солнечных панелей фотоизлучающих модулей.

Все процессы управления спутника находятся под контролем бортового вычислительного комплекса (БВК). БВК обеспечивает информационную связь с приборами управления, исполнительными органами, радиотелеметрической

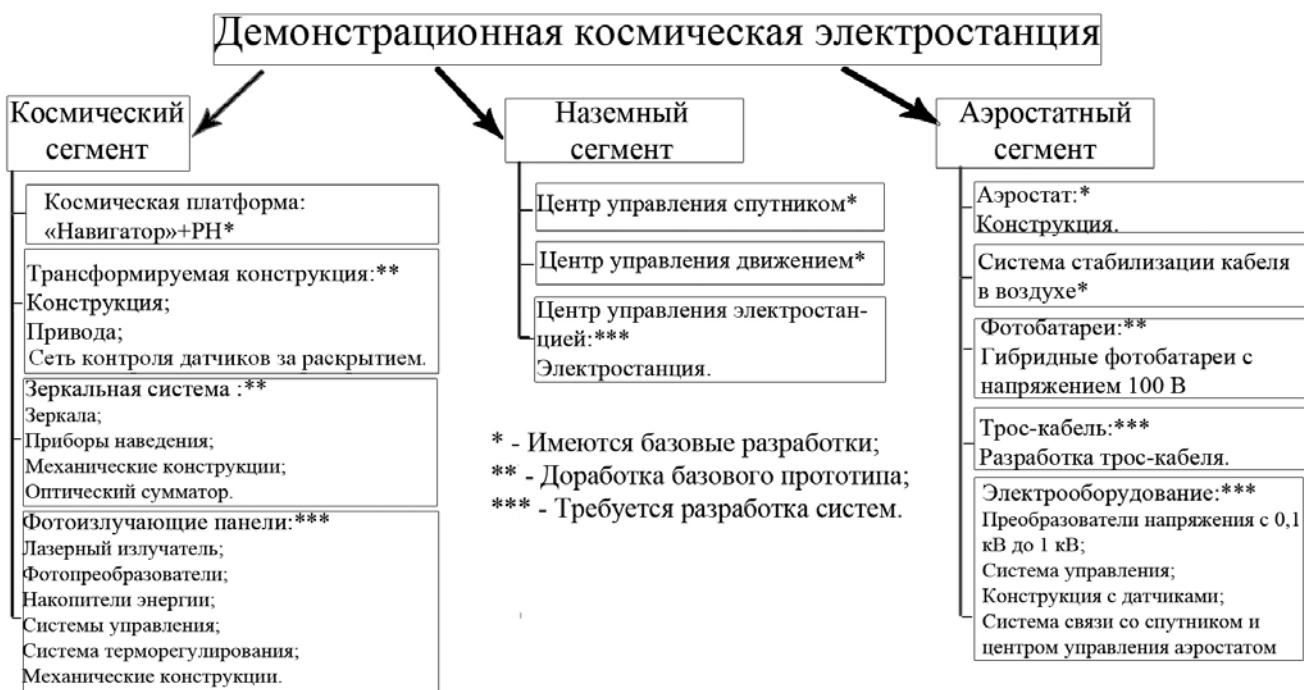


рисунок 8. Демонстрационная космическая солнечная электростанция

системой, решение вычислительных и логических задач, диагностику состояния бортовых приборов; принимает решение по парированию ситуаций, связанных с отказами приборов и, при необходимости, производит их переключение.

Центр управления демонстрационной КСЭС (рисунок 7) предназначен для:

- обработки данных, получаемых с сервисного модуля аэростата, о характеристиках принятого лазерного сигнала, состоянии фотопреобразователя лазерного излучения, характеристиках оптической трассы и точности наведения зеркальной системы;
- обработки данных о параметрах космической электростанции, получаемых со спутника;
- формирования программы проведения работы демонстрационной КСЭС;
- обеспечения безопасности прохождения лазерного канала передачи энергии.

Заключение

Создание демонстрационной КСЭС требует проведения большого комплекса опытно-конструкторских работ, структурная схема электростанции (рисунок 8) показывает, основные и наиболее затратные ее системы: платформа «Навигатор», РН «Союз» или «Протон», разгонный блок «Фрегат», аэростатная платформа «Авгур», волоконные лазеры НТО «ИРЭ-Полюс» – являются наиболее продвинутыми в мире, они уже существуют и требуют только адаптации.

Конечно к данному проекту, потребуется раз-

работка совершенно новых систем, таких, как фотоизлучающие модули, фотопреобразователи на аэростате и т.д.

В рамках НИРП775ФЦП «Научно-педагогические кадры инновационной России по 2009-2013» авторами статьи установлено, что возможно создание электростанции такого типа в 5 – 7-летний срок.

В ходе работ по созданию такой электростанции будут проведены летные испытания демонстрационной КСЭС и получена дееспособная гибридная солнечная аэростатно-космическая электростанция. Демонстрационный эксперимент в условиях реального космического пространства необходимо рассматривать как важнейшее звено в подготовке создания будущих промышленных КСЭС, поскольку только он может подтвердить правильность принятых в результате теоретических исследований и наземных испытаний решений.

Список литературы

Mankis Y.C. A technical overview of «sub-tower» solar power satellite concept // Acta Astronautica, 2009. 50, № 6. С. 369-377.

Материалы 62 конгресса – International Astronautical Congress 3-7 oct. 2011, Cape Town, S. Africa, Simposium C3, «Space power». С. 1-345.

Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Фельдман Л.И., Арапов Е.А. и др. Концепция разработки космической солнечной электростанции // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 2. С. 12-19.

Статья поступила в редакцию 14.03.2012 г.

ПИРОТЕХНИЧЕСКИЕ ВРЕМЕННЫЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Д.Б. Демьяненко,
профессор,
доктор технических наук*
demd@mail.ru;
D.B. Demyanenko**

И.Г. Страхов*,
egan80@mail.ru;
I.G. Strakhov**

A.C. Дудырев,
профессор,
доктор технических наук,
Санкт-Петербургский
государственный
технологический институт
(технический университет),
Россия, г. Санкт-Петербург,
hprocess@ti-gti.ru;
A.S. Dudyrev

M.H. Цынбал,
кандидат технических наук*,
hprocess@ti-gti.ru;
M.N. Tsinbal**

B.B. Ефанов,
профессор,
доктор технических наук,
ФГУП «НПО
им. С.А. Лавочкина», Россия,
Московская область,
г. Химки,
vladimir_efanov@laspace.ru;
V.V. Efanov

В статье приводятся результаты разработок пиротехнических временных устройств, снаряженных быстро- и медленногорящими малогазовыми составами нового поколения. Устройства обеспечивают широкий диапазон временных интервалов – от единиц миллисекунд до десятков минут, обладают высокой стойкостью к факторам старта и космического полета.

Ключевые слова:
пиротехнические временные устройства;
системы пироавтоматики;
малогазовые составы;
скорость горения;
точность действия.

Пиротехнические временные устройства – ПВУ (называемые также пиротехническими замедлителями или пиротехническими таймерами) служат для создания необходимых временных интервалов (замедлений, задержек), обеспечивающих заданную последовательность работы элементов огневых или взрывных цепей. ПВУ традиционно применяется в боеприпасах, пиротехнических средствах, системах пироавтоматики различного назначения, а также в промышленных средствах инициирования (*Средства поражения и боеприпасы*, 2008; *Hardt A.P.*, 2001; *Энергетические конденсированные системы*, 1999; *Граевский М.М.*, 2000).

Необходимые замедления или временные задержки при работе ПВУ обеспечиваются вре-

The results of designings of pyrotechnic timing devices charged with quickly and slowly burning low-gas compositions of the new generation.

The devices ensure the wide range of time intervals from milliseconds to tens minutes. These timing devices possess high firmness under conditions of start and space fly.

Key words:
pyrotechnic timing devices;
piroautomatic systems;
low-gas compositions;
burning velocity;
accuracy of action.

менем горения зарядов замедлительных пиротехнических составов. Время работы ПВУ определяется отношением длины замедлительного заряда к средней линейной скорости его горения. Запуск ПВУ может производиться от любого средства инициирования (капсюль-вспламенитель накольного, ударного или фрикционного типов, электровоспламенитель и др.), а также от огневого или детонационного импульсов предыдущих элементов огневой цепи.

Несмотря на интенсивное развитие взрывательных устройств, средств инициирования и пироавтоматики с элементами микроэлектронной техники, обеспечивающими необходимые временные задержки и последовательность (программу) работы устройств, ПВУ не только

* ФГУП «СКТБ «Технолог», Россия, г. Санкт-Петербург.

** Federal Enterprise «SKTB «Technolog», Russia, Saint-Petersburg.

не утратили своего значения, но и находят новые области применения в перспективных образцах различных отраслей техники. Это обусловлено рядом преимуществ ПВУ перед временными устройствами других типов, применяемых, в том числе, в космической технике, что позволяет рассматривать ПВУ нового поколения в качестве перспективных для применения в системах пироавтоматики космических аппаратов.

Известно, что одной из сложных проблем, возникающих при проектировании КА, особенно малых, с учетом их габаритов, массы, условий автономного функционирования, является ограниченность бортовых энергоресурсов. Командно-исполнительные системы, построенные по традиционной схеме, включающей, как правило, командно-управляющий блок, бортовой источник электрического тока, электропроводную систему коммуникации, электромеханические, электромагнитные, пиротехнические, взрывные или другие исполнительные устройства, в некоторых космических аппаратах применить невозможно. Наиболее часто причиной, затрудняющей применение таких схем, является невозможность размещения источника тока на автономном объекте из-за его относительно больших габаритов и массы, а также недостаточно надежной работы в условиях значительных перегрузок и низких температур. Другими причинами, кроме жестких габаритных и весовых ограничений, являются: необходимость обеспечения длительной сохраняемости объекта при воздействии комплекса неблагоприятных факторов, электромагнитная несовместимость с другими электро- и радиосистемами, воздействие на объекты ионизирующих излучений и других (Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В., 1994; Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., 2003; Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В., 2007). В тоже время пиротехнические временные устройства нового поколения:

- не требуют для своей работы бортового источника электрического питания;
- легко интегрируются в огневые или взрывные цепи систем пироавтоматики и не нуждаются (в отличие от временных устройств других типов) в дополнительных устройствах как для своего задействования, так и для приведения в действие последующих элементов огневых или детонационных цепей;
- нечувствительны к электромагнитным излучениям, в т.ч. к мощным электромагнитным импульсам; проблемы электромагнитной совместности для ПВУ не существует;
- обладают высокой надежностью, стойкостью к вибродинамическим воздействиям и высокой (до 10^6 рад и более) радиационной стойкостью;
- могут эксплуатироваться в широком температурном (от минус 100 до плюс 250°C) диапазоне, недоступном для большинства временных устройств других типов, и не требуют термостатирования;
- способны к длительному (20 и более лет) хранению без изменения характеристик и не нуждаются во время хранения в обслуживании и регламентных проверках;
- компактны, имеют малый вес и относительно дешевы.

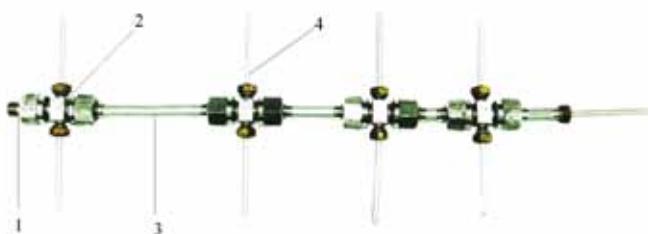
Для применения в космической технике пиротехнические таймеры должны выполняться обтюрированными (без выхода продуктов сгорания в окружающую среду). Герметизация пиротехнического временного устройства, с одной стороны, позволяет избежать влияния на скорость и время горения замедлителя внешнего давления, а с другой – предотвращает попадание продуктов сгорания замедлительных составов в отсеки космического аппарата. Для снаряжения герметизированных ПВУ могут применяться только малогазовые замедлительные составы (МЗС). Следует отметить, что в условиях герметизированного замедлительного устройства к устойчивому горению с неизменной скоростью способен ограниченный круг МЗС, так как у большинства известных отечественных и зарубежных замедлительных составов в условиях отсутствия оттока газов скорость горения прогрессивно и многократно возрастает по длине замедлителя. Это обстоятельство было одной из причин, существенно сдерживающих применение ПВУ в космической технике.

Эффективность действия средств пироавтоматики во многом определяется точностью временных устройств. По точности действия ПВУ уступают электронным, механическим и электромеханическим временными устройствам. Отклонение временных параметров от номинальных значений у ПВУ при одной и той же номинальной температуре, как правило, не превышает 1,5-3%. Однако с учетом изменения скорости горения пиротехнического заряда ПВУ при изменении начальной температуры это отклонение у применяемых МЗС может достигать 20 и более процентов (в диапазоне температур $\pm 60^\circ\text{C}$). При этом следует отметить, что такие характеристики МЗС, как линейная скорость горения и ее зависимость от температуры, существенно зависят от параметров конструкции ПВУ, в котором применяются. Наиболее важными параметрами конструкции ПВУ, влияющими на точность их действия, наряду со свойствами МЗС являются диаметр и длина замедлительного заряда,

свойства инициатора (воспламенителя) и концевого заряда, а также условия теплообмена при горении заряда замедлителя. Оптимизация этих параметров при разработке ПВУ, создание новых эффективных МЗС позволяют существенно повысить точность действия ПВУ.

Различные конструкции обтюрированных ПВУ, применение которых возможно в космической технике, показаны на рисунках 1-4.

Заданная последовательность (программа) работы системы пироавтоматики может быть обеспечена программно-временным устройством, которое выдает в заданной последовательности необходимое количество команд в виде огневых импульсов. Один из вариантов программно-временного устройства модульного типа показан на рисунке 1.



- 1 – узел инициирования;
- 2 – разветвитель;
- 3 –одержатель замедлительных модулей;
- 4 – огневод.

Рисунок 1. Пиротехническое программно-временное устройство модульного типа

Программно-временное устройство может выдавать огневые команды с интервалами от 0,01 с и с общей длительностью программы до 600 и более секунд. Точность выдачи команд при любой начальной температуре в диапазоне от плюс 60°С до минус 60°С – не хуже 2%, а с учетом температурной зависимости в указанном диапазоне – не хуже $\pm 10\%$.

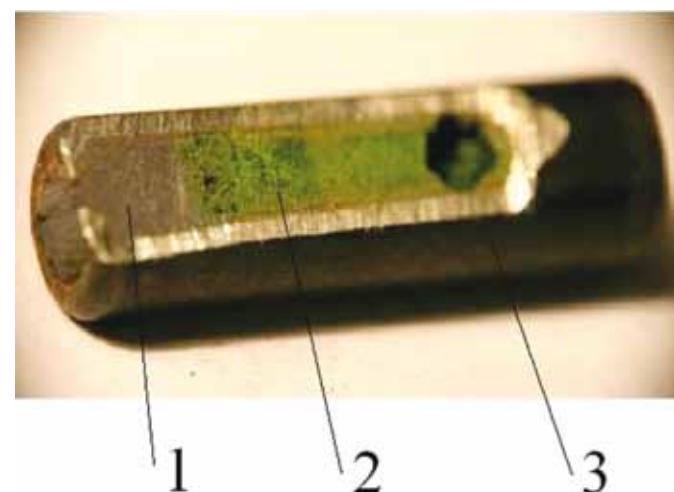
Устройство снаряжено набором замедлительных модулей (ЗМ), смонтированных в трубчатых содержателях 3, которые обеспечивают заданные временные интервалы, а также передачу огневых импульсов между собой и в разветвителях 2 за счет огневого форса. К разветвителям монтируются огневоды 4 или огнепроводные шнуры, которые транслируют огневые сигналы к исполнительным или другим устройствам системы пироавтоматики.

Замедлительные модули (рисунок 2) представляют собой стальные втулки (колпачки) с наружным диаметром 6,2 мм и высотой от 10 до 50 мм, в которые запрессованы МЗС, воспламенитель-

ный и, при необходимости, концевой заряды. Концевой заряд обеспечивает выходной огневой импульс ЗМ и может также служить при использовании специальных пиротехнических составов для образования газообразных продуктов сгорания – рабочих тел для пиромеханических устройств поршневого типа, осуществления перехода от горения к детонации, замыкания электроконтактов электропроводными продуктами сгорания и т.д.



Рисунок 2. Замедлительные модули

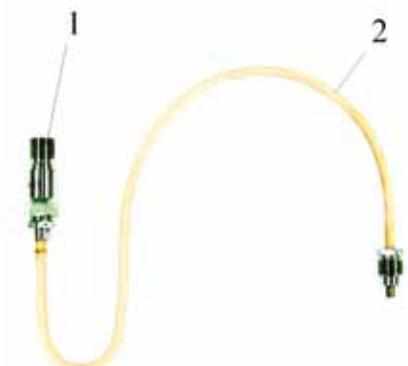


- 1 – шлаковая пробка;
- 2 – шлаки МЗС;
- 3 – корпус ЗМ.

Рисунок 3. Замедлительный модуль со шлаковой герметизирующей пробкой после испытаний

Замедлительные модули могут применяться как в составе программно-временных, так и других устройств. Для инициирования и герметизации ЗМ применяется специальный воспламенительный состав, образующий после своего горения стеклообразную газонепроницаемую шлаковую пробку (рисунок 3), способную выдерживать давления газов до нескольких десятков МПа.

Для создания больших замедлений ПВУ могут быть выполнены также в виде огнепроводных



1 – узел инициирования;
2 – огнепроводный шнур в термоизолирующей оплётке.

рисунок 4. ПВУ в виде огнепроводного шнура



рисунок 5. Горение МЗС в дуговом канале (элементы герметизации демонтированы)

шнуров, снаряжаемых малогазовыми замедлительными составами (рисунок 4), или в виде запрессовки МЗС дуговых каналов каких-либо деталей (рисунок 5).

Для снаряжения эффективных ПВУ отработаны рецептуры и технологии изготовления комплекса новых быстро- и медленногоряющих пиротехнических замедлительных составов, имеющие в герметизированных устройствах скорости горения от 0,6 до 500 мм в секунду.

Для создания быстрогорящих малогазовых композиций в качестве основных горючих применены высокодисперсные порошки тугоплавких металлов. Существенной отличительной особенностью нового подхода к построению быстрогорящих малогазовых композиций является то, что соотношение их компонентов выбрано таким образом, что при горении смеси обеспечивается полное связывание в термостойкие соединения не только кислорода окислителя, но и компонентов воздуха, находящегося в порах гетерогенного заряда.

Исследования по оптимизации медленногорящих составов показали целесообразность применения для них в качестве горючих циркония, титана и боридов этих металлов и смеси окислителей – хроматов бария и свинца, что обеспечивает необходимый характер продуктов сгорания (объем, механические свойства, газопроница-

таблица 1 – Некоторые характеристики быстрогорящих замедлительных составов

индекс состава	средняя скорость горения, мм/с	K _t , % (±60°C)	удельное газовыделение, см ³ /г	оптимальный интервал замедлений, с
БМГС	420	11,5	0,5	0,001 – 0,05
серия СБНТ	от 25 до 145	10,0	0,5	0,005 – 1,0
серия СБТ	от 20 до 55	10,0	0,5	0,1 – 1,5
СБЗ-30	30	11,5	1,0	0,1 – 0,5

Примечания

1 Скорость горения составов и коэффициент K_t определены в стальных герметизированных втулках внутренним диаметром 5,25 мм (рисунок 2).

2 Коэффициент K_r, характеризующий зависимость скорости горения МЗС от начальной температуры, рассчитан по формуле K_r = (U_{-60°C} – U_{+60°C}) / U_{20°C}, где U_T – линейная скорость горения при температуре T.

3 Характеристики состава СБЗ-30 приведены для дугового канала 3,5×3,5 мм с элементами герметизации.

таблица 2 – Характеристики горения медленногорящих и термостойких замедлительных составов

индекс состава	средняя скорость горения, мм/с	K _r , % (±60°C)	удельное газовыделение, см ³ /г	оптимальный интервал замедлений, с
3СМ-1.2	1,2	18,0	5 … 6	4 и более
МЗС-1	1,0	18,0	5 … 8	4 и более
ТЗС-51	0,68	15,0	6 … 9	3 и более
ТЗС-20	0,6	11,7	3 … 6	3 и более

Примечание – Термостойкость составов ТЗС при температуре + 250°C не менее 8 часов.

таблица 3 – Основные характеристики ЗМ с быстро- и медленногорящими составами

индекс ЗМ	индекс МЗС	номинальное время работы ЗМ, мс	Kт, % ($\pm 600\text{C}$)	средняя скорость горения МЗС в ЗМ, мм/с
БМ-0001	БМГС	1	2,8	510
БМ-0005		5	2,9	330
БМ-001		10	2,3	460
БМ-004		40	7,8	500
БМ-02	СБНТ	200	10,2	100
БМ-04		400	12,2	50
БМ-0125		125	10,8	150
БМ-030		300	12,6	60
БМ-08	СБТ	800	12,8	24
БМ-1		1000	12,9	20
БМ-15		1500	13,2	13
ЗМ-2	ЗСМ-1	2000	15,0	1,2
ЗМ-4		4000	15,2	1,2
ЗМ-7	МЗС-1	7000	16,2	1,1
ЗМ-12		12000	17,3	1,1
ЗМ-20	ТЗС-20	20000	19,4	0,63

емость и др.) и возможность движения фронта горения по заряду с заданной низкой скоростью.

При создании термостойких медленногорящих малогазовых составов применены термостойкие компоненты, в том числе фторсодержащие неорганические соединения и фторполимеры. Основные характеристики медленногорящих и термостойких составов приведены в таблице 2.

Основные характеристики работы ЗМ, снаряженных быстро- и медленногорящими МЗС, приведены в таблице 3.

Приведенные в таблице 3 характеристики относятся к герметизированным замедлительным модулям. Необходимые временные интервалы, отличающиеся от приведенных здесь, можно получить как доработкой ЗМ до необходимого номинала времени замедления подбором соответствующей высоты запрессовки МЗС, так и набором ЗМ, смонтированных последовательно.

Заключение

Пиротехнические временные устройства нового поколения с достаточной высокой точностью обеспечивают широкий диапазон временных интервалов – от единиц миллисекунд до сотен и более секунд и способны работать в герметизированных устройствах и системах космических аппаратов; обладают высокой стойкостью к факторам старта и космического полета и не

требуют для своего функционирования наличия бортового источника электрического тока.

Список литературы

Граевский М.М. Справочник по электрическому взрыванию зарядов. М.: Рандеву-АМ, 2000. 448 с.

Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С. Средства пироавтоматики для автономных объектов // Современные проблемы технической химии: Материалы докладов Всероссийской научно-технической конференции. Казань, Казанский государственный технологический университет, 2003. С. 142-153.

Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В. Комплекс новых пиротехнических средств для обеспечения функционирования малых космических аппаратов // Известия Санкт-Петербургского государственного технологического института (технического университета), 2007. № 1 (27). С. 5-9.

Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В. Принципы проектирования малых космических аппаратов // Космические исследования, 1994. Т. 32, вып. 5. С. 143-148.

Средства поражения и боеприпасы: учебное пособие/ Под общ. ред. В.В. Селиванова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 984 с.

Энергетические конденсированные системы: краткий энциклопедический словарь / Под ред. акад. Б.Л. Жукова. М.: Янус-К, 1999. 596 с.

Hardt A.P. Pyrotechnics – Post Falls. Jdacho, USA, Pyrotechnica Publications, 2001. 430 p.

Статья поступила в редакцию 16.05.2012 г.

МЕТОДИКА ОПЕРАТИВНОГО РАСЧЁТА СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ РАЗРЕЖЕННОЙ АТМОСФЕРЫ НА КОСМИЧЕСКИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ



В.С. Финченко,
доктор технических наук*,
finval@migmail.ru;
V.S. Finchenko**

В статье представлено описание методики оперативного расчета сил и моментов, действующих на космические летательные аппараты (КЛА) со стороны разреженного газового потока. Подробно описано математическое представление поверхности КЛА. Отмечено хорошее совпадение полученных результатов с результатами других методов расчета.

Ключевые слова: методика расчета; космический летательный аппарат; поток разреженного газа; аэродинамические силы и моменты.

Введение

При проектировании орбитальных КЛА значительное внимание уделяется определению сил и моментов, обусловленных действием на них атмосферного газового потока. Без оперативной и точной информации об этих нагрузках практически невозможно решить такие задачи, как выбор оптимальной компоновки КЛА и его отдельных частей, а также задачу проектирования системы управления.

Поэтому задача определения аэродинамических сил и моментов, действующих на КЛА в полете, была (Алексеева Е.В. и др., 1976; Ковтуненко

METHOD FOR RAPID PREDICTION OF AERODYNAMIC FORCE EFFECTS ON SPACE CRAFTS IN RAREFIED GAS FLOW



С.И. Шматов,
кандидат технических наук*,
sivash2005@yandex.ru;
S.I. Shmatov**

The present paper considers description of method for rapid prediction of the forces and moments which act on space craft in rarefied gas flow.

Mathematical description of spacecraft surface is made in detail.

A good agreement between own results and other prediction methods is noted.

Key words:
computation method;
spacecraft;
rarefied gas flow;
aerodynamic forces and moments.

В.М. и др., 1977; Коган М.Н., 1967; Проблемы ориентации искусственных спутников Земли, 1966) и остается (Bird G.A., 1994; Koppenwallner G. et al., 1995; Wilmoth R.G. et al., 1996) актуальной при проектировании орбитальных КЛА.

На высотах 150 км и выше, т.е. в области функционирования подавляющего большинства КЛА, земная атмосфера достаточно разрежена. Поэтому для определения характеристик силового воздействия атмосферы на КЛА должны быть использованы методы динамики разреженного газа.

Степень разреженности газового потока характеризуется числом Кнудсена, представляющим

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

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

собой отношение длины свободного пробега частицы газа \bar{l} к характерному размеру L обтекаемого тела ($Kn = \bar{l}/L$). При $Kn > 10$ имеет место свободномолекулярное обтекание, при $Kn < 0.01$ – континуальное обтекание. Случаю $0.01 < Kn < 10$ соответствует переходный режим течения разреженного газа.

Границы упомянутых режимов обтекания весьма условны. Однако, как показывает практика, для большинства траекторий КЛА такое разделение режимов течения разреженного газа вполне допустимо.

К настоящему времени накоплен обширный арсенал прикладных методов и программных комплексов (ПК) для расчета силового воздействия разреженного газового потока на КЛА. Однако существующие методики и ПК не в полной мере удовлетворяют требованиям сегодняшнего дня, прежде всего по оперативности получения результатов и удобству реализации. Это связано прежде всего с тем, что уже имеющиеся методики ориентированы на ранее разрабатывавшиеся КЛА. Новые же КЛА имеют более сложную геометрическую форму, используют больше различных конструкционных материалов, на них нередко используются агрегаты с изменяемой в ходе полета геометрией.

Для того чтобы учесть все эти особенности современных КЛА и обеспечить необходимую точность расчетов с помощью уже существующих методик, требуются весьма большие затраты как непосредственно расчетного времени, так и времени на подготовку и контроль корректности входных данных. Это естественным образом приводит к заметному увеличению трудоёмкости и снижению оперативности принятия проектных решений.

Большинство используемых на сегодняшний день ПК для расчета силового воздействия потока разреженного газа представляют собой реализацию той или иной модификации метода прямого статистического моделирования (МПСМ). Наиболее известны и популярны из них RAMSES (Koppenwallner G. et al., 1995), G2 (Bird G.A., 1994), DAC (Wilmoth R.G. et al., 1996).

Несомненными достоинствами этих ПК являются достаточно высокая точность результатов (погрешность в пределах 5% даже с учетом интерференционных эффектов) и возможность расчета АДХ на всех режимах обтекания, включая переходный режим.

В то же время высокая точность достигается за счет очень большого числа моделируемых событий (до 10^6 – 10^9), что связано с многочасовыми временами расчета даже на мощных компьютерах. При этом получаемая в результате весьма

обширная информация часто является излишней для технических и проектных задач.

Что касается оперативного учета конструкционных и функциональных особенностей современных КЛА, то рассматриваемые ПК (исключая RAMSES) не обладают достаточной гибкостью и требуют много времени на подготовительные операции.

Кроме того, у всех указанных ПК нет возможности быстрого учета интерференционных добавок и (исключая RAMSES) быстрого расчета АДХ в переходном режиме, что также снижает оперативность получения результатов.

Отсутствует у рассматриваемых ПК и возможность учёта изменения геометрии КЛА в ходе полёта (расчета).

Указанные недостатки в определенной степени устранены в расчетной методике, разработанной в НПО им. С.А. Лавочкина и реализованной в соответствующем программном комплексе для оперативного расчета аэродинамических сил и моментов, действующих на КЛА со стороны разреженной атмосферы.

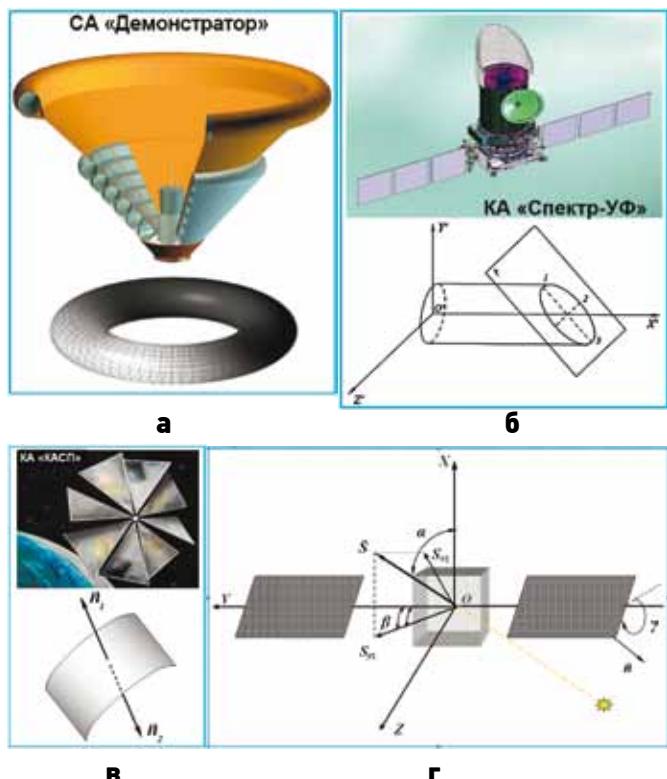
1. Математическое представление поверхности космического летательного аппарата

Для прикладных методик одним из самых затратных этапов (как по трудоемкости работы расчетчика, так и по компьютерным ресурсам, требуемым в процессе расчета) является описание и задание геометрической формы исследуемого объекта. При этом от точности математического представления поверхности КЛА напрямую зависит точность результатов. Поэтому эффективность методики расчета во многом определяется рациональностью её геометрического блока.

В предлагаемой методике задание геометрии КЛА основано на конечноэлементной аппроксимации его поверхности. При этом в базисный набор элементов наряду с традиционными поверхностями 1-го и 2-го порядков (эллипсоид, конус, цилиндр, плоские элементы) включены элементы, позволяющие учесть ряд конструкционных особенностей современных КЛА – это тор (рисунок 1а), усеченные поверхности (рисунок 1б), двусторонние поверхности (рисунок 1в). Кроме того, предусмотрена возможность задания составных (блочных) и параметризованных поверхностей.

Такое расширение набора базовых элементов обусловлено тем, что с развитием космической техники геометрические формы как отдельных блоков, так и КЛА в целом становятся разнообразнее, подчас принимая нетрадиционные

МЕТОДИКА ОПЕРАТИВНОГО РАСЧЁТА СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ РАЗРЕЖЕННОЙ АТМОСФЕРЫ НА КОСМИЧЕСКИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ



a – топ;
б – усеченная поверхность;
в – двусторонняя поверхность;
г – вращающиеся панели СБ.

рисунок 1. Дополнительные возможности геометрического блока

очертания. Так, на современных КЛА все чаще используются конструкции, ограниченные торовыми поверхностями – торовые баки, надувные тормозные устройства, скругления сегментально-конических сопряжений (рисунок 1а). На некоторых КЛА используются так называемые нетехнологичные конструкции, такие как блонды для телескопов, усеченные антенны, локаторы (рисунок 1б). Кроме того, в качестве конструкционных материалов начинают использоваться очень тонкие пленки со специальными свойствами. Так, на космическом аппарате с солнечным парусом (проект КАСП) лепестки солнечного паруса изготовлены из полимерной пленки толщиной 5 мкм, которая с одной стороны (обращенной к Солнцу) металлизирована (рисунок 1в). На многих современных КА используются блоки и агрегаты, положение которых относительно корпуса КЛА меняется по ходу полета (панели солнечных батарей (СБ), остронаправленные антенны). Поэтому, если есть закон, связывающий форму и положение отдельного агрегата с положением КЛА на орбите, то очередные геометрические параметры такого агрегата могут быть определены путем его параметризации в специальном программном модуле по

ходу расчета. Это особенно целесообразно для наиболее часто встречающихся случаев подобного рода, например для СБ, «отслеживающих» Солнце (рисунок 1г).

Каждая отдельная поверхность задаётся в собственной локальной системе координат $O'X'Y'Z'$ (рисунок 2), в которой её уравнение принимает наиболее простой вид (канонический), через параметры формы, а положение локальной системы координат задается в глобальной системе $OXYZ$, связанной с КЛА (рисунок 2). Надлежащий выбор локальных систем координат позволяет проще, оперативнее и точнее выполнять многие подготовительные и вычислительные операции (задание формы поверхности, вычисление интегралов, анализ затенения).

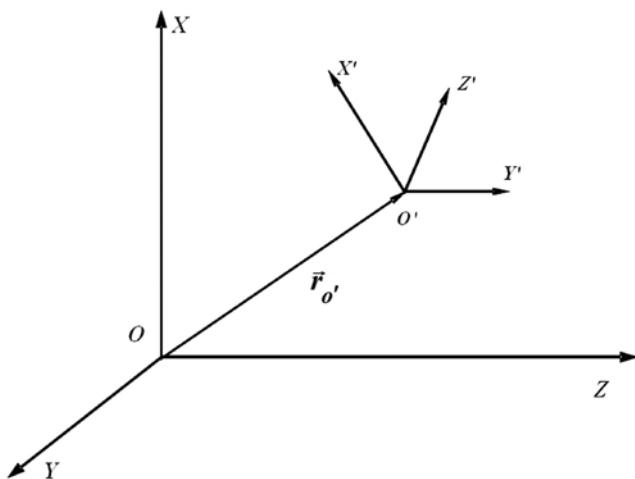


рисунок 2. Глобальная $OXYZ$ и локальная $O'X'Y'Z'$ системы координат

В качестве примера на рисунке 3 представлен элемент «Тор» в локальной системе координат $O'X'Y'Z'$ со своими параметрами: R – расстояние от центра окружности до оси вращения; r – радиус вращаемой окружности; ϕ и ψ – углы, определяющие границы поверхности тора ($\phi_{min} \leq \phi \leq \phi_{max}$, $\psi_{min} \leq \psi \leq \psi_{max}$).

Уравнение торовой поверхности в прямоугольной декартовой системе координат $O'X'Y'Z'$ имеет вид

$$(x'^2 + y'^2 + z'^2 + R^2 - r^2)^2 - 4R^2(x'^2 + y'^2) = 0.$$

Это уравнение удобно для задания полной поверхности тора, что на практике встречается довольно редко (как правило, в реальных КЛА присутствуют фрагменты тороидальных поверхностей). Кроме того, такая форма задания неудобна для вычисления поверхностных интегралов и анализа затенения. Поэтому в настоящей методике расчета и реализующей её программе для задания тороидальных поверхностей ис-

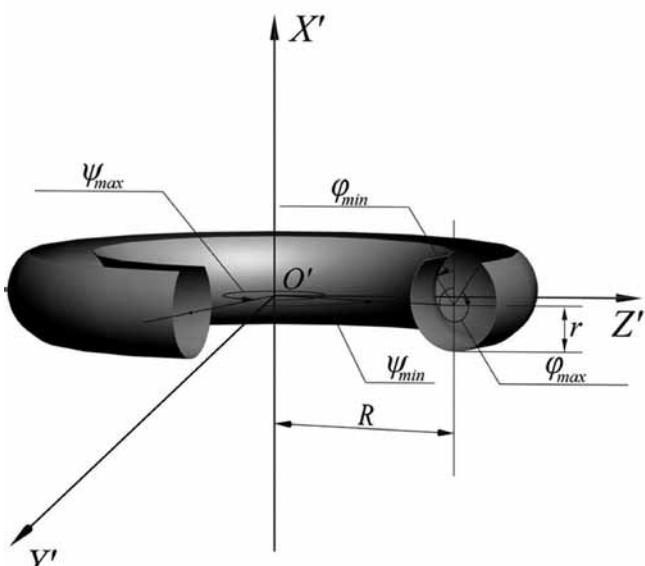


рисунок 3. Элемент «Тор»

пользуется параметрическое представление

$$\begin{cases} y'(\phi, \psi) = (R - r \sin\phi)\cos\psi, \\ z'(\phi, \psi) = (R - r \sin\phi)\sin\psi, \\ x'(\phi, \psi) = r \cos\phi. \end{cases}$$

При таком представлении многие вычисления становятся заметно проще и экономичнее. В частности, выражения для местной нормали к поверхности и элемента площади поверхности имеют вид

$$\vec{n} = (\cos\phi; -\sin\phi\cos\psi; -\sin\phi\sin\psi),$$

$$\Delta S = r(R - r\sin\phi)\Delta\phi\Delta\psi.$$

Кроме того, области интегрирования по переменным ϕ и ψ принимают прямоугольную форму, что также упрощает интегрирование и повышает его точность.

Наряду с параметрами положения и формы для каждого элемента задаётся такой параметр, как индекс экранирования (затенения) **ISC**. С помощью этого индекса выделяются элементы, которые ни при какой ориентации КЛА относительно набегающего потока не затеняют друг друга. Такими элементами могут быть, например, боковая поверхность конуса и его дно, любые две грани параллелепипеда и т.д. В процессе задания геометрии КЛА такие элементы объединяются в группы с одинаковым значением индекса **ISC**, отличным от ранее присвоенных значений. В тех случаях, когда предварительный анализ на взаимозатенение не производится, индексы **ISC** для всех элементов должны быть различными.

Благодаря введению индекса **ISC** отпадает необходимость в анализе взаимозатенения для эле-

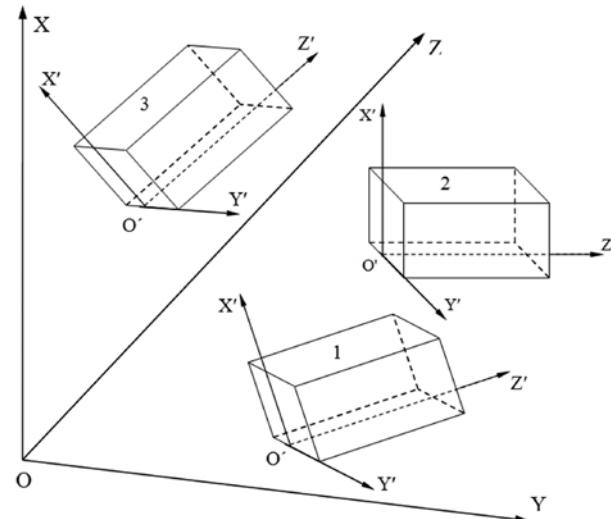


рисунок 4. Элемент типа «блок» в трех положениях

ментов одной группы (с одинаковым значением **ISC**), а также упрощается учет интерференционных эффектов (когда это необходимо). Тем самым создается дополнительная возможность для заметной экономии времени расчета.

Отдельные элементы могут объединяться в блоки с привязкой их локальных систем координат к системе координат **O'X'Y'Z'** самого блока. Использование блоков целесообразно в тех случаях, когда в конструкции КЛА имеются агрегаты, которые повторяются (например, восемь одинаковых треугольных лепестков на вышеупомянутом КЛА с солнечным парусом) или меняют свое положение в ходе полета (вращающиеся панели СБ на рисунке 1г). Это позволяет заметно уменьшить объем работ пользователя на этапе задания геометрической формы КЛА.

На рисунке 4 представлен схематичный пример системы элементов, геометрия которых может быть задана с помощью блока, расположенного в трех местах.

Геометрическая форма элемента типа «блок» определяется описанием геометрии образующих его элементов: положение локальных систем координат **O''X''Y''Z''** элементов задается в локальной системе координат **O'X'Y'Z'** блока, а описание их формы идентично описанию формы отдельных («неблочных») элементов, аппроксирующих поверхность КЛА.

Вслед за геометрическими параметрами для каждого элемента вводится информация о его физических свойствах, необходимых для расчетов: температура поверхности элемента; параметры взаимодействия газа с его поверхностью; а также, при наличии, информация об эволюции этих параметров. После этого каждый элемент представляет собой мини-модель и полностью

готов для расчетов. Такая поэлементная организация входной информации о КЛА облегчает её ввод, контроль и дальнейшую работу.

Как показала обширная практика конкретных расчетов, проведенных с использованием ПК, реализующего данную методику, представленный геометрический блок является достаточно полным, экономичным и удобным. В случае необходимости он может быть дополнен новыми базовыми элементами, а также программными модулями, позволяющими учитывать очередные особенности новых конструкций.

2. Аналитическая модель и алгоритм расчёта силового воздействия разреженного газового потока на космический летательный аппарат с учетом эффектов затенения и интерференции

Математическая модель предлагаемой методики для оперативного расчета силового воздействия газового потока на КЛА сложной формы основана на гипотезе локального взаимодействия потока частиц с обтекаемой поверхностью, согласно которой воздействие на элементарную площадку поверхности КЛА ΔA зависит только от параметров набегающего потока и угла между вектором скорости набегающего потока \vec{V}_∞ и локальной нормалью к поверхности \vec{n} (рисунок 5).

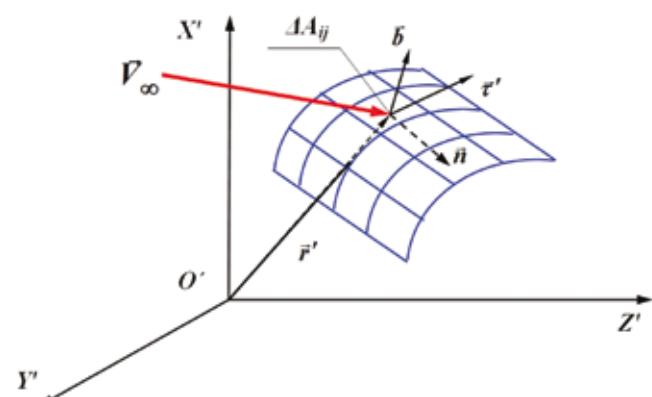


рисунок 5. Участок поверхности A_i , разбитый на элементарные площадки, и локальный базис $(\vec{\tau}, \vec{n}, \vec{b})$

Силовые и моментные характеристики КЛА находятся путем интегрирования локальных нагрузок, действующих на элементарные площадки, по всей поверхности аппарата

$$\vec{F} = \sum_{i=1}^N \oint d\vec{F}, \quad \vec{M} = \sum_{i=1}^N \oint (\vec{r} \times d\vec{F}) \quad (1)$$

где $d\vec{F}$ – локальная сила, действующая на элементарную площадку dA_i ; A_i – поверхность i -го элемента; N – число отдельных базовых элементов, аппроксимирующих поверхность КЛА; $\vec{r} = \vec{r} + \vec{r}'$ – радиус-вектор центра площадки dA_i в глобальной системе координат $OXYZ$; \vec{r}' – радиус-вектор центра площадки dA_i в локальной системе координат $O'X'Y'Z'$.

Поверхностные интегралы 2-го рода в (1) определяются численным интегрированием подынтегральных функций в локальной системе координат i -го элемента $O'X'Y'Z'$.

Для определения локальной силы $\Delta\vec{F}_{ij} = (\mathbf{P}_n \times \vec{n} + \mathbf{P}_\tau \cdot \vec{\tau}) \cdot \Delta A_{ij}$ необходимо знать

локальные напряжения \mathbf{P}_n и \mathbf{P}_τ , а также орты внутренней нормали \vec{n} и касательной $\vec{\tau}$ к площадке ΔA_{ij} , площадь площадки ΔA_{ij} (\vec{b} – единичный вектор, дополняющий систему $\vec{\tau}$, \vec{n} , \vec{b} до правой тройки).

Если $f_i(x, y, z) = 0$ – уравнение поверхности элемента A_i , то

$$\vec{n} = -\frac{\nabla f_i}{|\nabla f_i|}, \quad \vec{\tau} = \frac{(\vec{n} \times \vec{V}_\infty) \times \vec{n}}{|(\vec{n} \times \vec{V}_\infty) \times \vec{n}|},$$

$$\vec{b} = \frac{\vec{V}_\infty \times \vec{n}}{|\vec{V}_\infty \times \vec{n}|}, \quad \Delta A_{ij} = \frac{\Delta y \cdot \Delta z}{\partial f_i / \partial x} |\nabla f_i|.$$

При $Kn > 10$ и отсутствии (незначительности) интерференции значения локальных напряжений \mathbf{P}_n и \mathbf{P}_τ в каждой незатененной (рабочей) ячейке ΔA_{ij} определяются по формулам

$$\mathbf{P}_n = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} \cdot \frac{1}{S^2} \left\{ \left[\frac{S_\theta}{\sqrt{\pi}} \chi(S_\theta) + \frac{1}{2} + \right] + \frac{1}{2} \operatorname{erf}(S_\theta) \right\} (2 - a_\tau) + \frac{a_\tau}{2} \sqrt{\frac{T_r}{T_\infty}} \chi(S_\theta), \quad (2)$$

$$\mathbf{P}_\tau = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} \cdot a_\tau \cdot \frac{\sin \theta}{\sqrt{\pi S}} \chi(S_\theta) \quad (3)$$

где ρ_∞ – плотность в набегающем потоке газа; V_∞ – модуль скорости набегающего потока газа;

S_θ – абсолютная температура в набегающем потоке газа;

T_r – абсолютная температура отраженных молекул газа;

$$S = \frac{|\vec{V}|}{(2RT_{\infty}/\mu)^{1/2}} - \text{скоростное отношение};$$

$R = 8.314 \text{ Дж/(К}\cdot\text{моль)}$ – универсальная газовая постоянная;

μ – молекулярный вес газа;

θ – угол между векторами \vec{V}_{∞} и \vec{n} ;

$$S_{\theta} = S \cdot \cos\theta;$$

$$\chi(x) = e^{-x^2} + \sqrt{\pi}x(1 + erf(x));$$

$$erf(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x e^{-t^2} dt - \text{интеграл вероятности.}$$

Для затенённой (нерабочей) ячейки ΔA_{ij} локальные напряжения полагаются равными $P_n = P_r = 0$. При этом анализ затенения одних частей КЛА другими проводится в рамках геометрической оптики.

Следует отметить, что при таком способе анализа не учитываются возможные полутени, вызванные тепловой составляющей скорости молекул. Но, поскольку размер полутени имеет порядок $\sim 1/S$, то для реальных КЛА уже при $S_{\infty} > 5$ погрешностью, вызываемой полутенью, можно пренебречь.

При учете интерференции P_n и P_r определяются выражениями

$$P_n = P_{in\infty} - P_{rn\infty}, \quad P_r = P_{ir\infty} - P_{rr\infty},$$

где $P_{in\infty}$ и $P_{ir\infty}$ – составляющие импульса, передаваемого площадке dA_i частицами, пришедшиими из бесконечности;

$P_{rn\infty}$ и $P_{rr\infty}$ – составляющие импульса, передаваемого частицами, ушедшими на бесконечность.

Эти выражения основаны на том соображении, что для определения интегральных характеристик достаточно для каждой расчетной ячейки (включая и затенённые) определить импульс $P_{i\infty} = (P_{in\infty}, P_{ir\infty})$, передаваемый ей молекулами, пришедшими из бесконечности, и импульс $P_{r\infty} = (P_{rn\infty}, P_{rr\infty})$, передаваемый молекулами, уходящими на бесконечность. Такой подход позволяет избежать многократного вычисления ряда громоздких квадратур, связанных с внутренними силами, и существенно сократить время расчета интерференционных добавок.

Что касается составляющих $P_{in\infty}$ и $P_{ir\infty}$, то они определяются по формулам, получающимся из (2) - (3) при полном диффузном отражении

$$P_{in\infty} = \frac{\rho_{\infty} V^2}{2} \cdot \frac{1}{\sqrt{\pi} S^2} \left[S_{\theta} \chi(S_{\theta}) + \right. \\ \left. + \frac{\sqrt{\pi}}{2} (1 + erf(S_{\theta})) \right],$$

$$P_{ir\infty} = \frac{\rho_{\infty} V^2}{2} \cdot \frac{\sin\theta}{\sqrt{\pi} S} \chi(S_{\theta}).$$

Для определения $P_{rn\infty}$ и $P_{rr\infty}$ сначала находится функция распределения отраженных частиц f_r для каждого i -го элемента поверхности путем численного решения интегрального уравнения, выражающего условие непротекания на поверхности тела

$$\int_{(\vec{\xi} \cdot \vec{n}) > 0} (\vec{\xi} \cdot \vec{n}) f_r d\vec{\xi} = - \left\{ \begin{array}{l} \int_{\vec{\xi} \in \Omega_{\infty}} (\vec{\xi} \cdot \vec{n}) f_{i,\infty} d\vec{\xi} + \\ + \int_{\vec{\xi} \in 2\pi - \Omega_{\infty}} (\vec{\xi} \cdot \vec{n}) f_{i,r} d\vec{\xi} \end{array} \right\},$$

где $\vec{\xi} = (\xi_n, \xi_{\tau}, \xi_b)$ – абсолютная скорость молекулы;

Ω_{∞} – телесный угол, под которым видна из площадки dA_i область невозмущенного течения, описываемого функцией распределения $f_{i,\infty}$.

В диффузном приближении с полной термической аккомодацией это уравнение является уравнением Фредгольма 2-го рода с симметричным ядром и решается методом угловых коэффициентов. Результатом такого решения являются осредненные значения функции распределения отраженных молекул f_r для каждого (i -го) аппроксимирующего элемента, что, конечно, сказывается на точности определения интерференционных добавок. Вместе с тем, как показывает практика расчетов, существенных ошибок в значениях аэродинамических характеристик (АДХ) это не вносит. Кроме того, при необходимости можно повысить точность определения f_r (а, значит, и остальных характеристик) путем увеличения количества N аппроксимирующих элементов. В частности, наиболее сложные и протяженные элементы могут быть разбиты на несколько новых.

После определения f_r для $P_{rn\infty}$ и $P_{rr\infty}$ получаются выражения

$$P_{rn\infty} = -\frac{3}{2} \frac{n_r(\vec{r}) k T_w}{\pi} \int_{\Omega_{j\infty}} \cos^2 \vartheta \cdot d\Omega$$

$$P_{rr\infty} = -\frac{3}{4} \frac{n_r(\vec{r}) k T_w}{\pi} \int_{\Omega_{j\infty}} \sin 2\vartheta \cdot \cos \phi \cdot d\Omega.$$

Здесь $\Omega_{j\infty}$ – телесный угол, под которым из ΔA_{ij} видна область невозмущенного течения;

ϑ и ϕ – полярный и азимутальный углы местной сферической системы координат.

Интегралы в правых частях формул для вычисления $P_{rn\infty}$ и $P_{rr\infty}$ зависят только от геомет-

МЕТОДИКА ОПЕРАТИВНОГО РАСЧЁТА СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ РАЗРЕЖЕННОЙ АТМОСФЕРЫ НА КОСМИЧЕСКИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

рии КЛА. Поэтому, будучи вычислены один раз в самом начале, они заносятся в массив \mathbf{PRB} ($I; J; 2$) и далее в готовом виде (не вычисляясь) используются для определения $P_{r\infty}$ и $P_{r\infty}$ при любых ориентациях КЛА относительно набегающего потока, что обеспечивает дополнительное существенное сокращение расчетного времени.

После определения P_u и P_r искомые АДХ определяются согласно (1) численным интегрированием по поверхности каждого аппроксимирующего элемента A_i и последующим суммированием по всем N элементам.

В переходном режиме обтекания ($0.01 < Kn < 10$) АДХ КЛА определяются с помощью так называемого бриджинг-метода, который также опирается на гипотезу локальности и представляет собой инженерную интерполяцию аэродинамических коэффициентов следующего вида

$$C_{k,br} = C_{k,fm} \cdot F_{br}(Kn) + C_{k,cont} \cdot (1 - F_{br}(Kn)),$$

где $C_{k,br}$ – значение k -го аэродинамического коэффициента на переходном режиме;

$C_{k,cont}$ и $C_{k,fm}$ – значения k -го аэродинамического коэффициента соответственно на континуальном (*cont*) и свободномолекулярном (*fm*) режимах;

$F_{br}(Kn)$ – бриджинг-функция, которая оп-

ределяет зависимость характеристик как от формы обтекаемых тел, так и от режима обтекания.

В представляемой методике бриджинг-функция имеет вид

$$F_{br}(Kn) = \Phi(\ln(Kn) + a_s) / \sigma_s,$$

$$\text{где } \Phi(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^x e^{-t^2/2} dt;$$

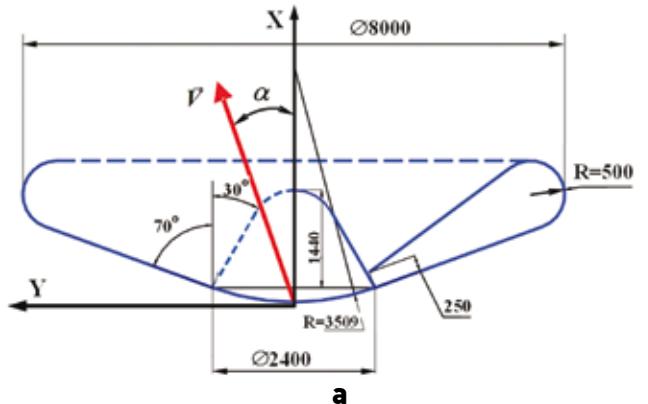
a_s и σ_s – параметры, характеризующие положение и ширину переходной зоны.

При таком выборе $F_{br}(Kn)$ для любых $a_s > 0$ и $\sigma_s > 0$ выполняются предельные соотношения

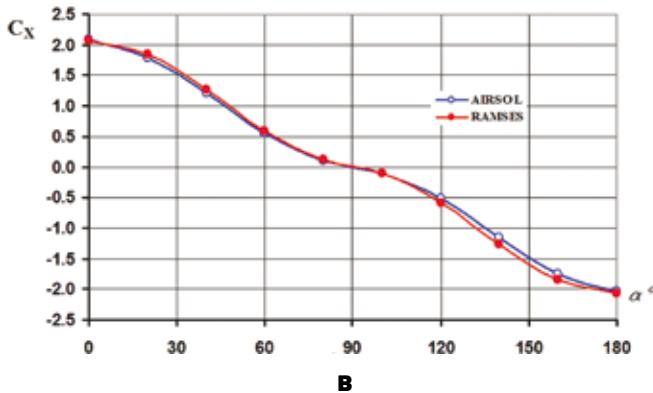
$$C_{k,br}(0) = C_{k,cont}, \quad C_{k,br}(\infty) = C_{k,fm}.$$

Параметры a_s и σ_s подбираются таким образом, чтобы отличие коэффициентов $C_{k,br}(Kn)$ от опорных значений $C_k(Kn)$ было минимальным во всем рассматриваемом диапазоне чисел Kn . В качестве опорных берутся соответствующие значения C_k , полученные либо экспериментально, либо по более точным методам расчета (например, прямым статистическим моделированием). При наличии достаточного количества опорных значений C_k и известных значениях $C_{k,cont}$ и $C_{k,fm}$ значения параметров a_s и σ_s определяются методом наименьших квадратов.

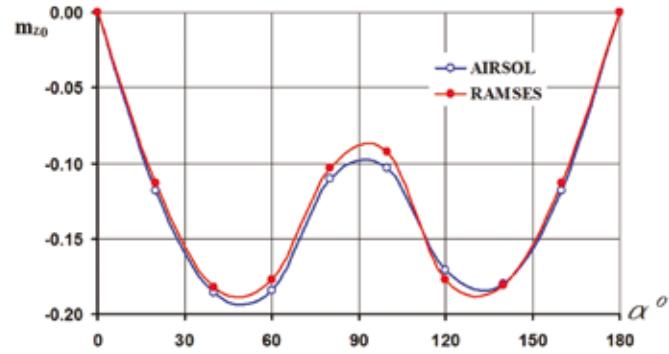
Значения $C_{k,fm}$ определяются по выше описан-



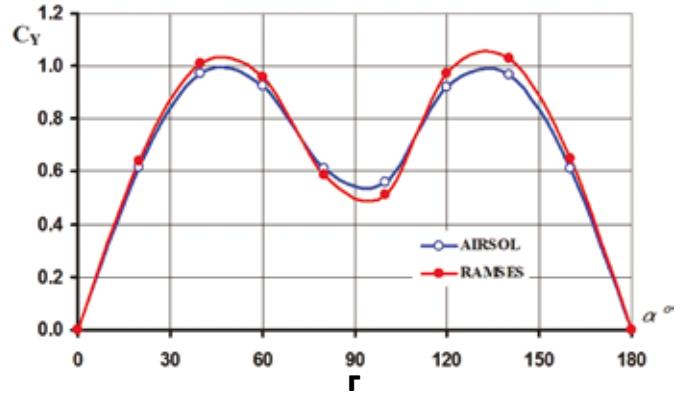
a



b



6



- a** – геометрия СА;
- 6** – зависимость $m_{z0}(\alpha)$;
- в** – зависимость $C_x(\alpha)$;
- Г** – зависимость $C_y(\alpha)$.

рисунок 6. Аэродинамические характеристики СА в зависимости от угла атаки α

ной процедуре для $Kn > 10$. Значения $C_{k,cont}$ вычисляются по модифицированной теории Ньютона (Хейз У.Д. и др., 1962).

3. Результаты расчетов аэродинамических характеристик

Для проверки точности и достоверности результатов, получаемых с помощью комплекса программ, реализующего разработанную методику, проведены достаточно многочисленные методические расчеты.

В качестве тестов проводились расчеты АДХ тел простых конфигураций, более сложных тел и ряда реальных КЛА.

Показано, что погрешность интегральных АДХ для ряда простых выпуклых тел (пластина, сфера, конус, цилиндр), рассчитанных с помощью представленной методики, по сравнению с известными аналитическими результатами не превосходит 1%.

Для ряда реальных КЛА относительно простой формы расхождение со значениями АДХ, полученных такими методами, как RAMSES (Koppenwallner G. et al., 1995), G2 (Bird G.A., 1994), DAC (Wilmoth R.G. et al., 1996) не превышает 5%.

Сравнение АДХ для КЛА более сложных форм (в том числе с обширными вогнутыми участками), полученных на основе изложенной методики, с результатами других авторов также показывает хорошее совпадение (в пределах 15%).

В качестве иллюстрирующего примера на рисунке 6 представлены результаты расчета АДХ для спускаемого аппарата (СА), изображенного на рисунке 6а. СА представляет собой тело сегментально-конической формы с воронкообразным надувным тормозным устройством, обеспечивающим дополнительное сопротивление при спуске в атмосфере.

Условия в набегающем потоке были следующие: состав разреженной атмосферы 95.4% CO_2 и 4.6% N_2 ; молекулярный вес составляет 43.27 г/моль; скорость $V_\infty = 7463 \text{ м/с}$; температура $T_\infty = 137.4 \text{ К}$; число Кнудсена $Kn = 5.03$. Схема отражения молекул от поверхности СА полагалась диффузной с полной термической аккомодацией ($\alpha_t = \alpha_e = 1$). В качестве характеристического размера брался диаметр СА ($d = 8.000 \text{ м}$), в качестве характеристической площади – $\pi d^2/4$.

На рисунках 6б, 6в, 6г представлены сравнения зависимостей от угла атаки α коэффициента момента тангажа $m_{z0}(\alpha)$ (относительно носка СА), коэффициента продольной силы $C_x(\alpha)$, коэффициента поперечной силы $C_y(\alpha)$ для СА, полученных с помощью ПК AIRSOL (реализующего представленную методику), с аналогич-

ными зависимостями, полученными с помощью ПК RAMSES.

Заключение

Как следует из графиков, ПК AIRSOL дает надежные значения АДХ и для КЛА достаточно сложной формы, где заметную роль играют такие эффекты, как затенение и интерференция (при $\alpha > 90^\circ$). Это свидетельствует о достоверности результатов, получаемых с помощью предложенной методики, и, соответственно, о возможности использования её для достаточно точного определения АДХ аппаратов, имеющих сложную геометрическую форму.

В связи с этим следует отметить, что АДХ, полученные с помощью предложенной методики, использованы в ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», ФГУП «НИЦ им. Г.Н. Бабакина», ФГУП МОКБ «Марс» в качестве исходных данных для расчётов бортового запаса рабочего тела системы управления, тепловых нагрузок, определения траекторных параметров и ориентации многих функционирующих и проектируемых КА («Демонстратор», «Метеор», «Гранат», «Электро-Л», КА серии «Спектр», и др.).

Работа выполнена в рамках Федеральной программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России», проект № 02.740.11.0531.

Список литературы

Алексеева Е.В., Баранцев Р.Г. Локальный метод аэродинамического расчета в разреженном газе. Л.: Изд-во Ленингр. ун-та, 1976. 210 с.

Ковтуненко В.М., Камеко В.Ф., Яскевич Э.П. Аэrodинамика орбитальных космических аппаратов. Киев: Наукова думка, 1977. 156 с.

Коган М.Н. Динамика разреженного газа. М.: Наука, 1967. 440 с.

Проблемы ориентации искусственных спутников Земли / Под ред. С.Ф. Сингера. М.: Изд-во Наука, 1966. С. 21-25.

Хейз У.Д., Пробстин Р.Ф. Теория гиперзвуковых течений. М.: ИЛ, 1962. 607 с.

Bird G.A. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of gas Flows. Carendon Press, Oxford, 1994.

Koppenwallner G., Johannsmeier D., Klinkrad H., Ivanov M., Kashkovsky A. A Rarefied Aerodynamics Modelling System for Earth Satellites (RAMSES) // Proc. XIX Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics, ed. by J. Harvey and G. Lord, Oxford University Press, Oxford, 1995. P. 1366-1372.

Wilmoth R.G., Le Beau G.J. and Carlson A.B. DSMC Grid Methodologies for Computing Low Density Hypersonic Flows about Reusable Launch Vehicles // AIAA Paper 96-1812, June 1996.

О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОММЕРЧЕСКИХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ СВЯЗИ ДЛЯ ПЕРЕДАЧИ ТЕЛЕМЕТРИИ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ (ТЕХНОЛОГИЯ «ФЛАЙТ-МОДЕМ»)



С.П. Алябьев,
asp@laspace.ru;
S.P. Alyabiev***

ON AVAILABILITY OF COMMERCIAL COMMUNICATION SATELLITE SYSTEMS FOR TRANSFER OF SC AND UPPER STAGES TELEMETRY DATA («FLIGHT-MODEM» TECHNOLOGY)



Э.Г. Чистов,
chistov@laspace.ru;
E.G. Chistov***

В статье рассмотрены возможности и перспективы применения технологии «флайт-модем» (flight-modem, ФМ) на основе существующих коммерческих систем спутниковой связи и абонентских терминалов для передачи телеметрической информации с разгонных блоков и низковысотных космических аппаратов.

Ключевые слова: космическая телеметрия; Иridium; INMARSAT; флаит-модем.

Введение

Существующая схема приёма и передачи телеметрической информации (ТМИ) для российских низковысотных космических аппаратов (КА) и разгонных блоков (РБ), основанная на использовании сети наземных телеметрических станций и линий связи их с центром обработки ТМИ, при известных преимуществах (высокие скорости передачи ТМИ, надежность наземного сегмента) требует развитой наземной инфраструктуры, отличается громоздкостью и дорогоизнаной. При этом из-за ограничений, связанных с зонами видимости КА (РБ), не обеспечивается возможность приёма ТМИ в режиме непосредс-

The article covers availability and future application of «flight-modem» technology based on currently operational commercial communication satellites and subscriber terminals for telemetry data transfer from upper stages and low-orbit SC.

Key words:
space telemetry;
IRIDIUM;
INMARSAT;
flight-modem.

твенной передачи (НП) на всех этапах выведения и полёта КА (режим НП особенно необходим случае возникновения на борту нештатных ситуаций).

Для обеспечения почти глобального (вдоль трасс выведения и рабочих орбит) приема информации с КА и РБ, помимо наземных стационарных станций приема ТМИ, в своё время использовались самолётные и корабельные командно-измерительные пункты, а также специально выделенные для этих целей геостационарные спутники-ретрансляторы. В настоящее время такие средства в составе российского наземного комплекса управления (НКУ) либо

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

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

отсутствуют вовсе, либо имеют ограниченные возможности. Так запущенный в конце 2011 года геостационарный спутник-ретранслятор «Луч-5» может работать с радиотехническими системами (РТС) только в S- и Ku-диапазонах, в то время как существующие ракеты-носители и наиболее часто используемые разгонные блоки «Бриз-М» и «Фрегат» оснащены РТС, работающими в диапазонах M, D1, D2, несовместимых с существующими спутниками-ретрансляторами типа «Луч» и зарубежным TDRSS. Кроме того, ретранслятор «Луч-5» не обеспечивает связь с потребителем, находящимся в приполярных зонах.

Современный российский НКУ, наследник советского НКУ, в силу известных причин имеет ограниченные возможности территориального характера, устаревшие технические характеристики и, кроме того, обременен большим количеством ведомственно-организационных проблем. Всё это уже в недалекой перспективе сделает его малопригодным для полноценного обеспечения пусков российских КА.

Создаваемый в рамках ГСНАКУ гражданский НКУ также не способен решить всех задач обеспечения полетов РБ и низковысотных КА, так как для некоторых из них требуются довольно сложные схемы формирования рабочих орбит, с многократными активными участками, в том числе и вне зон видимости российских станций приема ТМИ, что даже при наличии работоспособного НКУ не позволяет контролировать состояние борта КА и РБ в режиме непосредственной передачи (НП).

Предложенный специалистами НПОЛ (*Чистов Э.Г., Суханов К.Г., Чистов К.Э., 2007*) в начале 2000-х годов способ получения оперативной телеметрии с помощью простых и дешевых, легко доставляемых в любую точку земной поверхности мобильных станций приема ТМИ не нашел применения ввиду сложности согласования вопросов размещения радиотехнической аппаратуры на территории зарубежных государств.

Проблема оперативного получения ТМИ особенно актуальна и до настоящего времени полностью не решена для коммерческих запусков КА с использованием РБ «Фрегат» (*Чистов Э.Г., Суханов К.Г., Чистов К.Э., 2008*). Для ряда пусков (КА «Венера-Экспресс», «Марс-Экспресс», «Галилео») с космодрома Байконур, а также для пусков с космодрома Куру возможность получения ТМИ с РБ «Фрегат» для любого этапа формирования рабочей орбиты выводимых КА отсутствует.

При возникновении аварийной ситуации, подобной случившейся при запуске АМС «Фобос-

Грунт» в ноябре 2011 г., получить достоверную информацию о причинах и развитии такой ситуации на борту КА оказывается невозможным.

Полноценной замены традиционной схеме приема-передачи ТМИ, поступающей с российских КА и РБ, в настоящее время нет. Организация приема-передачи ТМИ с арендой спутниковых каналов отечественных и зарубежных спутников связи (например, TDRSS), как это делается в Европейском космическом агентстве, для коммерческих или научных КА вряд ли возможна по техническим и финансовым соображениям и не-приемлема для российских КА прикладного или двойного назначения.

Однако новые технологии передачи информации на основе коммерческих спутниковых систем связи (КССС) позволяют хотя бы частично решить проблему оперативного и глобального приема ТМИ КА и РБ.

1. Что такое «флайт-модем»

Современные КССС включают в себя группировки спутников связи, наземные базовые станции и аппаратуру потребителя – абонентские терминалы спутниковой связи (ATCC), дополненные, при необходимости, выносными антеннами и адаптерами сопряжения с компьютером. Потребитель может быть «неподвижным» или находиться на наземном либо морском транспортном средстве.

С некоторых пор ATCC появились и на воздушных судах как дополнительное средство связи экипажа с землёй. В перспективе такая услуга будет предоставляться и пассажирам воздушных судов. Эта область применения ATCC активно разрабатывается в нескольких странах, включая Россию. Уже существуют экспериментальные и серийные авиационные комплекты аппаратуры потребителя (линейка ATCC ИНМАРСАТ-Аэро, авиационные терминалы Иридиум). Такой авиационный ATCC и называется флаит-модемом (flight-modem, FM). В России авиационный ATCC, на базе обычного терминала ССС Глобалстар, разработан в ГосНИИ авиационных систем.

Следующим логическим шагом в развитии FM-технологии явилась установка ATCC (FM) на борту беспилотного ЛА. Такой эксперимент описан в (*Bull B. et al., 2002*): 19 февраля 2001 года, зондирующая ракета Impruve Orion, с FM-аппаратурой на борту, была запущена с европейского испытательного полигона в Кируне, Швеция. Ракета к моменту выключения двигателя развила скорость 1100 м/с, при перегрузке до 17 g. Полёт продолжался около 820 с, при этом

О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОММЕРЧЕСКИХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ СВЯЗИ ДЛЯ ПЕРЕДАЧИ ТЕЛЕМЕТРИИ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ (ТЕХНОЛОГИЯ «ФЛАЙТ-МОДЕМ»)

была достигнута высота 81 км.

На борту ракеты, помимо обычной ТМС, были установлены: приемник GPS, компьютер, формирующий пакеты данных, и ФМ системы Глобалстар. ФМ позволял передавать данные о положении ракеты, поступавшие от GPS-приемника, непосредственно по спутниковому каналу связи, в дополнение к каналу штатной телеметрии. Данные, поступавшие от GPS-приемника, передавались на наземную базовую станцию в Финляндии, а также записывались в бортовое запоминающее устройство для послеполетного анализа.

Бортовая аппаратура ФМ являлась доработанным вариантом аппаратуры потребителя (модем Qualcom GSP-1620), с целью повышения ее стойкости к внешним воздействиям, прежде всего к высоким перегрузкам. В частности, для укрепления конструкции (печатных плат) были использованы специальные крепления и заливка их компаундом.

Максимальная мощность передатчика модема Qualcom – 2 Вт; в полете она могла быть уменьшена до 0.25 Вт. Частотный диапазон ФМ – 1610÷1625 МГц, ширина полосы пропускания – 1.23 МГц. Антенна ФМ аналогична антенне приемника GPS.

Бортовой компьютер выполнял функции управления флаит-модемом, а также обеспечивал форматирование данных и запись их в бортовое запоминающее устройство. Связь компьютера с бортом ракеты осуществлялась по интерфейсам

RS-422 и RS-232. Скорость обмена компьютера с модемом – 38.8 кБод.

В ходе летного эксперимента были отмечены проблемы с электромагнитной совместимостью в радиодиапазоне: при работе ФМ в режиме передачи GPS-приемник терял навигационные спутники. В целом первый эксперимент по применению ФМ на ракете признан успешным. Сбойная информация в кадре составила около 1%, и она восстанавливается автоматически при повторной передаче.

Еще один пример применения систем, аналогичных ФМ, можно найти в сфере военных технологий. В последнее время в зарубежных разведывательных и ударных комплексах на основе беспилотных ЛА большого радиуса действия (Predator, Dark Star, Global Hawk и др.) для управления самолетом-разведчиком на расстояниях, больших ~300 км, и оперативной передачи с борта ЛА на командный пункт целевой и служебной ТМИ применяются терминалы специализированных ССС, например, SATCOM. Изучаются также возможности использования для этих целей и КССС.

2. КССС Иридиум и ИНМАРСАТ как потенциальная основа технологии «флаит-модем»

Далее рассматриваются две развернутые и успешно эксплуатируемые КССС – Иридиум и ИНМАРСАТ, с точки зрения их возможно-

таблица – Характеристики КССС Иридиум и ИНМАРСАТ

характеристики		КССС	
		Иридиум	ИНМАРСАТ
1	количество спутников	66	8
2	высота орбиты, км	780	36500 (ГСО)
3	скорость передачи данных, кбит/с	2.4 (в перспективе – до 128)	64 (в перспективе – до 432)
4	размеры и вес обычного АТСС, кг	«трубка», ~0.38	«ноутбук», ~2.2
5	приблизительная стоимость АТСС	от 1500 \$	от 2500 \$
6	стоимость минуты разговора	от 1 \$	от 1.5 \$
7	глобальный доступ	есть	нет (для приполярных зон)

го применения для технологии ФМ. Каждая из этих КССС имеет определенные преимущества и ограничения. Некоторые характеристики этих КССС приведены в таблице.

На сегодняшний день КССС Иридиум – единственная глобальная система спутниковой связи, что является весьма важным качеством для ФМ космического применения. Поскольку высота орбит спутников КССС Иридиум сравнительно невелика (~780 км) и, соответственно, малы дальности «абонент-спутник», возможно использование маломощных и малогабаритных АТСС массой около 1 кг, включая антенну. Скорость передачи данных для этой КССС низкая – 2.4 Кбит/с на один канал. Однако к 2014 г. ожидается появление на рынке модемов КССС Иридиум со скоростью передачи до 128 Кбит/с.

КССС ИНМАРСАТ построена на основе четырех геостационарных спутников связи. Достоинства ИНМАРСАТ:

- отсутствие допплер-сдвига частоты, обусловленного движением спутника относительно абонента;
- относительно продолжительная непрерывная связь в пределах зоны обслуживания одного СС (для низковысотных КА продолжительность зоны связи может достигать 1/3 периода обращения КА);
- возможность варьирования скорости передачи в широких пределах, которая определяется мощностью передатчика и коэффициентом усиления антенны ФМ (в перспективе скорость передачи данных для этой КССС – до 432 Кбит/с).

Недостатки:

- наличие задержки распространения сигнала (~0.25 с);
- отсутствие глобального доступа (ИНМАРСАТ не обслуживает приполярные районы с широтами более $\pm 70^\circ$);
- отсутствие «передачи вызова» между спутниками;
- более дорогой и тяжелый (по сравнению с Иридиумом) АТСС.

Из сказанного выше следует, что применительно к ФМ космического назначения КССС ИНМАРСАТ и Иридиум неплохо дополняют одна другую. Поэтому, по-видимому, наилучшим для ФМ является комбинированный вариант, использующий каналы связи, как ИНМАРСАТ, так и Иридиум.

Поскольку Иридиум и ИНМАРСАТ – действующие КССС, некоторые вопросы отработки бортовой аппаратуры ФМ, оценки эффективности бортовых антенн, электромагнитной совместимости и т. п. могут быть исследованы в услови-

ях наземных экспериментов, требующих весьма умеренных затрат. В частности, возможные потери связи с ФМ из-за «провалов» в зонах обслуживания спутников связи можно в определенной степени смоделировать путем искусственного затенения антенны ФМ, установленного на земле.

На основе имеющейся информации о коммерческих авиационных АКСС можно сделать некоторые предварительные оценки характеристик ФМ:

- ФМ представляет собой обычный терминал спутниковой связи, доработанный с учетом требований космического применения;
- масса ФМ (без кабельной сети и источника питания) – не более 5 кг;
- масса антенн и кабелей – 1÷3 кг;
- излучаемая мощность – 1÷5 Вт на один канал;
- потребляемая электрическая мощность – около 50 Вт;
- скорость передачи (по одному каналу):
 - Иридиум – до 128 кбит/с,
 - ИНМАРСАТ – до 432 кбит/с;
- стоимость бортового комплекта аппаратуры ФМ (без стоимости доработки) – около 10 тыс. долларов.

Используя технологию ФМ, можно построить специализированную «малую» бортовую телеметрическую систему (МТМС) – своего рода «чёрный ящик» (система аварийной телеметрии) КА и РБ. С помощью такой МТМС практически из любой точки на низкой орбите можно передать на Землю наиболее существенную служебную информацию об аварийной ситуации на борту.

Возможная конфигурация МТМС:

- микропроцессор;
- спутниковый телефон (АКСС);
- средства видеoreегистрации на основе микроминиатюрных видеокамер, предназначенные для формирования изображения при выполнении операций отделения КА, развертывания элементов конструкции и т. п. (такие средства нередко применяются при запусках зарубежных КА);
- GPS-приемник;
- антенны и кабельная сеть;
- автономный источник питания.

Работой ФМ управляет собственный процессор. В отредактированный, с целью снижения объема, поток служебной телеметрии добавляется навигационная информация, поступающая от приёмника GPS, включая точное GPS-время. Затем формируются пакеты данных, при необходимости – с использованием криптозащиты, которые выдаются в линию «ФМ – спутник связи». Схема потоков информации на борту КА для МТМС приведена на рисунке.

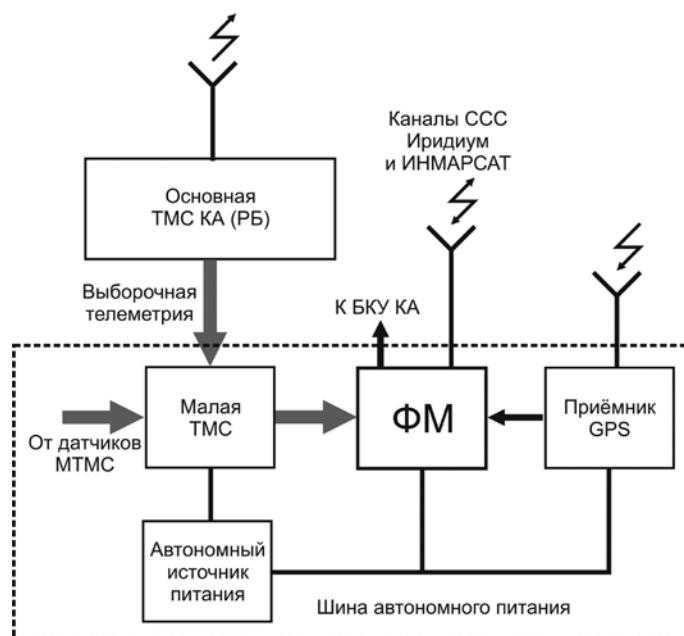


рисунок. Схема малой телеметрической станции на основе флайт-модема

МТМС желательно строить в виде максимально автономной по отношению к бортовой аппаратуре КА и РБ системы со своим источником питания и антеннами, а для РБ – возможно, во взрывозащищённом исполнении.

Применение, совместно с ФМ, бортовой аппаратуры спутниковой навигации позволит оперативно получать информацию о параметрах орбиты КА на любых участках полета и в некоторых случаях отказаться от привлечения наземных средств внешнетраекторных измерений (для РБ). Кроме того, в любой точке орбиты по радиолинии «Земля-ФМ» на борт КА можно закладывать информацию, необходимую для решения навигационной задачи, что позволяет существенно упростить бортовую модель движения КА и уменьшить тем самым нагрузку на бортовой вычислитель. В особых случаях с помощью ФМ можно передавать на борт, в БКУ КА командную информацию небольшого объема.

Отработку МТМС в реальных условиях применения можно было бы проводить с использованием РБ «Фрегат», устанавливая МТМС в качестве дополнительной полезной нагрузки.

Заключение

1. ФМ на основе КССС в том виде, в каком он существует на сегодняшний день, позволяет частично решить задачу передачи критической ТМИ КА и РБ по спутниковым каналам связи, и не может полностью заменить штатную ТМС КА.
2. Такие привлекательные стороны ФМ, как малые габариты и вес бортовой аппаратуры, срав-

нительная дешевизна, удобство применения, обусловленное почти глобальным доступом, независимость от наземной инфраструктуры, делают его полезным дополнением к штатным бортовым телеметрическим системам.

3. Кроме того, ФМ образует дополнительную радиолинию, независимую от работы основной радиолинии передачи ТМИ. При возникновении нештатной ситуации на борту и невозможности получения информации через основную радиолинию ФМ может оказаться единственным источником получения данных о возникновении нештатной ситуации.

4. В настоящее время вполне реально организовать кооперацию российских предприятий соответствующего профиля, а также провайдеров услуг КССС для разработки и испытаний летных комплектов аппаратуры ФМ на базе имеющихся, на рынке коммерческих терминалов спутниковой связи.

Список литературы

Bull B. et al. A Space Based Internet Protocol System for Launch Vehicle Tracking and Control // ION National Technical Meeting, San Diego California, 28-30 Jan. 2002.

Чистов Э.Г., Суханов К.Г., Чистов К.Э. Малогабаритная мобильная телеметрическая станция МТС // 7-я конференция RCSGSO, Москва, 11- 15 июня 2007 года.

Чистов Э.Г., Суханов К.Г., Чистов К.Э. Телеметрическое обеспечение полета разгонных блоков и низкоорбитальных космических аппаратов // 5-й международный семинар по космическим системам, 29 июня-6 июля 2008 года, Евпатория, Крым.

Статья поступила в редакцию 22.12.2011 г.

МИКРОПОЛОСКОВАЯ АНТЕННАЯ РЕШЁТКА ДЛЯ БОРТОВОГО РАДИОКОМПЛЕКСА МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



T.P. Сабиров,
аспирант*,
cooc@mail.ru;
T.R. Sabirov**



A.I. Власов,
аспирант*,
vlasovanton@me.com;
A.I. Vlasov**



Ю.И. Мирзамагомедов*,
mgou_fire@mail.ru;
Y.I. Mirzamagomedov**

В статье представлены результаты разработки направленной микрополосковой антенной решётки с малыми массогабаритными характеристиками в качестве направленной антенны передающего канала малого космического аппарата.

Ключевые слова: микрополосковая антенная решётка; печатный излучатель; малоразмерный космический аппарат.

Введение

Вопрос, вынесенный в заголовок, будет рассмотрен на примере проектируемого малоразмерного космического аппарата (МКА) «Резонанс», в который в качестве базовой заложена платформа «Карат-200». Малые геометрические размеры, жесткие требования по энергетике и массе платформы «Карат-200» не позволяют использовать стандартные подходы к проектированию антенно-фидерной системы, устанавливаемой на аппарат (рисунок 1). Основной задачей, поставленной в работе, является разработка микрополосковой антенной решётки (МАР) с малыми массогабаритными характеристиками, низким уровнем коэффициента стоячей волны (КСВ), высоким уровнем коэффициента усиления (КУ) и коэффициента эллиптичности (КЭ).

MICROSTRIP ANTENNA ARRAY FOR SMALL SC ONBOARD RADIO COMPLEX

The article provides output of gain microstrip array development with small mass/volume characteristics, intended to be used as the gain antenna of the small spacecraft's transmitting channel.

Keywords:
microstrip antenna array;
print emitter;
small spacecraft.

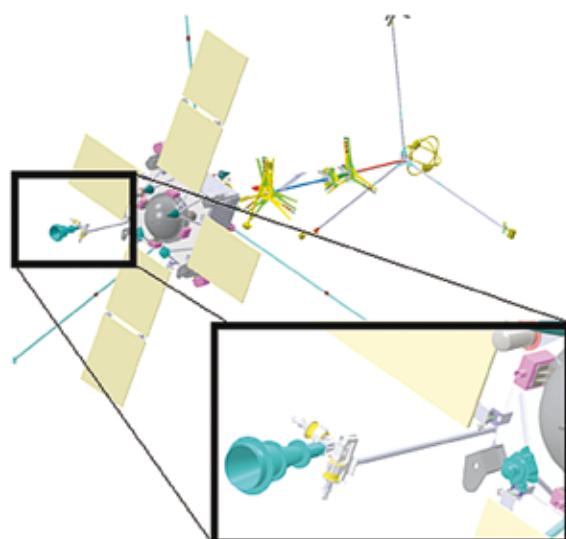


рисунок 1. Установка рупорной антенны на приводе МКА «Резонанс»

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

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

К антеннам СВЧ-диапазона автоматических космических станций (АКС) ближнего и дальнего космоса предъявляются все более жесткие требования по снижению себестоимости, повышению уровня надежности, минимизации габаритов и уменьшению массы (*Власов А.И., Сабиров Т.Р.*, 2011). Масса и габариты являются решающими факторами, ограничивающими применение СВЧ-антенн на борту МКА. Поэтому использование миниатюризации элементов и узлов на СВЧ в современных антенах является актуальной задачей.

1. Описание модели

По сравнению с зеркальными микрополосковыми схемами построения антенн более трудоемки в разработке, поскольку связь между элементами схемы за счет краевых полей и полей излучения трудно поддается учету и разработка многих элементов схемы производится приближенно (*Antti E.I. Lammisen et al.*, 2008). Окончательные размеры вариантов построения приходится отрабатывать путем перебора множества вариантов.

Микрополосковые антенны, изготовленные по печатной технологии, обеспечивают высокую повторяемость размеров, низкую стоимость, малые металлоемкость и массу (*Pozar D.M.*, 1995). Такие антенны могут использоваться как одиночные излучающие элементы (ИЭ) и как элементы МАР. При этом антенная решётка (AP) разрабатывается, чтобы синтезировать необходимую диаграмму направленности (ДН), которая не может быть достигнута одноэлементным излучателем. Фактически, существующая в пространстве двух координат, плоские антенные решетки представляют собой компактные, универсальные структуры (*Callus P.J.*, 2008), которые соответствуют заданным характеристикам излучения и обладают низким уровнем боковых лепестков (УБЛ).

Конструирование ИЭ МАР проводилось по методикам топологического синтеза с применением системы автоматизированного проектирования (САПР), использующей численные методы электродинамики, а именно методы конечной разности (МКР) и конечных элементов (МКЭ) (*Balanis C.A.*, 1997).

На начальном этапе разработки, до начала исследований оптимального числа элементов решетки, были рассмотрены различные варианты конструкции одиночных ИЭ и проведено сравнение их характеристик для оценки возможностей построения излучающего полотна МАР в соответствии с требованиями технического задания на составную часть опытно-конструктор-



рисунок 2. Структура МАР

ской работы «Антенно-фидерная система» КА «Резонанс».

На рисунке 2 показана структура МАР (размещение металлических электродов на подложке между пластинами из различных материалов).

МАР выполнена с использованием технологии печатных плат ($\epsilon > 2$), с дополнительной основой в виде вставок из материала с низкой диэлектрической проницаемостью ($\epsilon = 1,1$), представляющего собой стеклопластиковый сотовый заполнитель (ССЗ) (*Legay H., Shafai L.*, 1994; *Hall P.S., Hall C.M.*, 1988; *Frisco L.J.*, 1963).

Круглые ИЭ (вторичные патчи) расположены на высоте H_k над металлическим слоем основания МАР. Между круглыми и прямоугольными (первичные патчи) ИЭ находится материал с диэлектрической проницаемостью ϵ_k . Под прямоугольным патчем находится материал с диэлектрической проницаемостью ϵ_d и толщиной $H_c - H_d$ на высоте H_c . Прямоугольные патчи возбуждаются электромагнитным способом через металлизированный слой с прорезанными в нем щелями. Под щелями находится материал с диэлектрической проницаемостью ϵ_a и толщиной $H_a - H_b$ на высоте H_a . Возбуждение щелей осуществляется микрополосковой линией.

Конструкция одиночного элемента МАР показана на рисунке 3 – вид сверху (+X0+Y); на рисунке 4 – в объёме.

При отработке МАР топологический синтез проводился по следующим параметрам: длина, ширина и угол поворота нижнего патча; радиус, выступы по ширине и глубине (угол поворота верхнего патча был принят равным углу поворота нижнего патча) верхнего патча; длина и ширина запирающей щели; оптимизация ПДМ, в т.ч. расстояние между ИЭ. Тем самым изменилось суммарное распределение токов в апертуре МАР для достижения заданных характеристик поляризации поля излучаемой антенной.

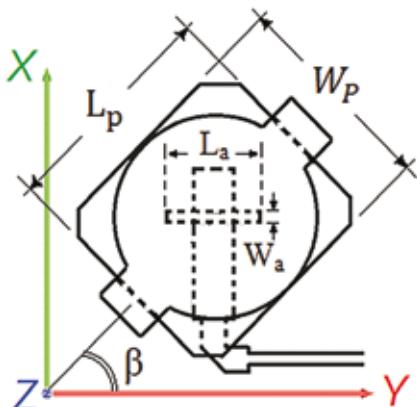


рисунок 3. Конструкция ИЭ МАР (вид сверху)

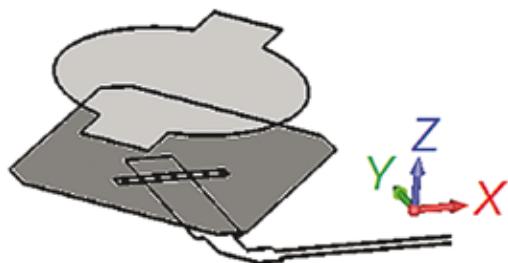


рисунок 4. Конструкция ИЭ МАР (в объеме)

На рисунке 5 изображено антенное полотно МАР. Верхние ИЭ (круглые вторичные патчи) располагаются параллельно активному элементу, представляющему собой металлизированный слой с прорезанными в нем щелями. Геометрические размеры вторичных патчей определяются размером активного элемента. Рефлектор расположен позади вторичного патча и представляет собой первичный прямоугольный патч. Оба ИЭ параллельны друг другу и расположены в одной плоскости симметрично относительно продольной оси Z, вдоль которой распространяется волна. При таком расположении ИЭ ширина диаграммы направленности слабо зависит от длины антенны.

Для отражения волны в сторону вторичных патчей достаточно всего одного рефлектора. Для формирования заданной ДН требуется определенная настройка всех ИЭ МАР в зависимости от длины волны и расстояния между ИЭ.

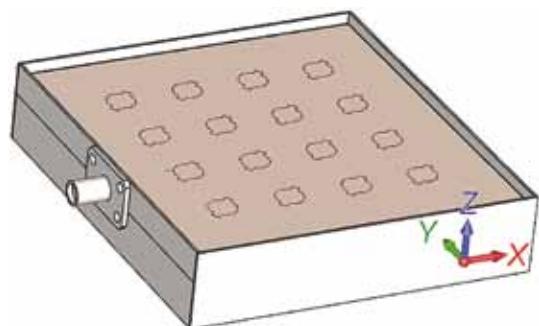


рисунок 5. Внешний вид экранированной МАР

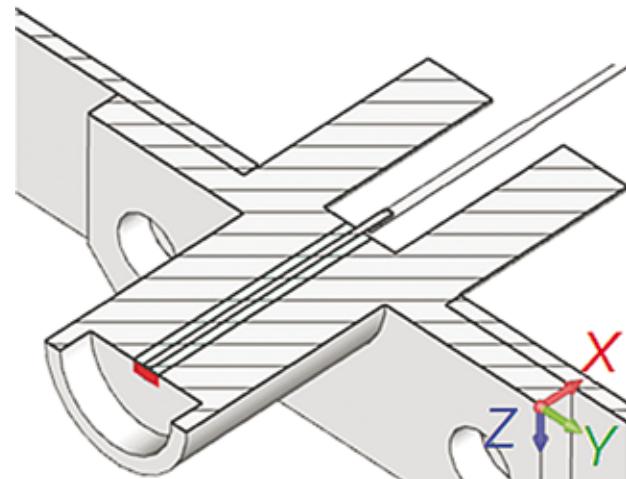


рисунок 6. Крепление SMA на корпус МАР

Токи в ИЭ по мере удаления от щели должны запаздывать по фазе на все большую величину по сравнению с фазой тока в щели. Для успешного формирования ДН амплитуды токов всех ИЭ МАР должны быть одинаковы. Для этого применяется полосковый делитель мощности (ПДМ), выполненный на основе делителя типа «елочка» с синфазным возбуждением соседних элементов и представляющий собой многополосное устройство, предназначенное для распределения мощности, поданной на вход между возбуждающими щелями в заданном равном соотношении. Делитель мощности специально вынесен в отдельный слой для устранения эффектов влияния схемы деления на диаграмму направленности МАР.

На рисунке 6 показан элемент металлизированного корпуса МАР и SMA разъема, закрепленного на корпусе МАР. К разъему подключается коаксиальный кабель с сопротивлением 50 Ом, а центральная жила разъема припаяна к ПДМ. Корпус МАР предназначен для устранения нежелательного влияния на внутреннюю конструкцию МАР со стороны МКА.

2. Анализ результатов моделирования

Полученные в результате расчета МАР методом МКР во временной области результаты показаны на рисунках 7-20.

Частотная зависимость коэффициента отражения от входа и КСВ экранированной МАР показаны на рисунках 7, 8.

Диаграмма направленности одиночного излучающего элемента МАР, без учёта вторичных патчей, может быть определена при использовании модели, основанной на решётке, состоящей из двух щелей (Sainati R.A., 1996).

Для разрабатываемой модели были получены следующие зависимости:

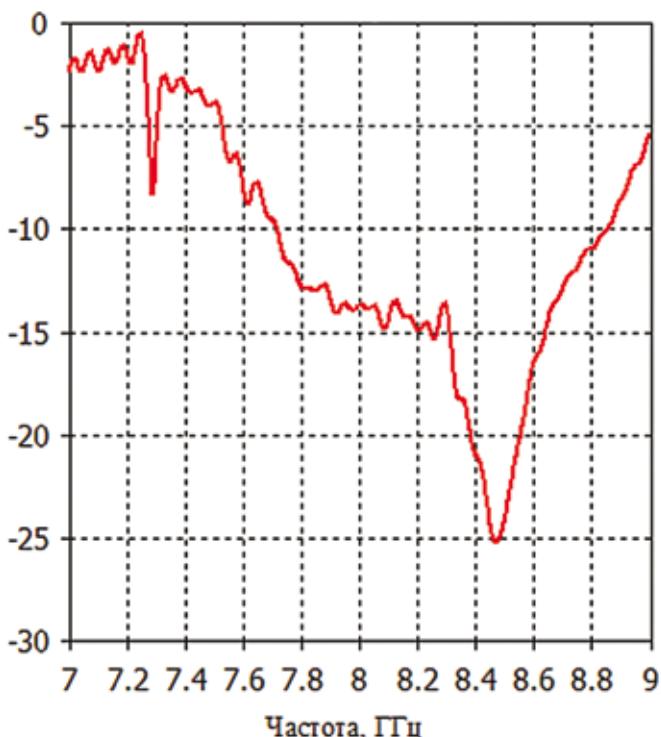


рисунок 7. Зависимость коэффициента отражения S11 от частоты

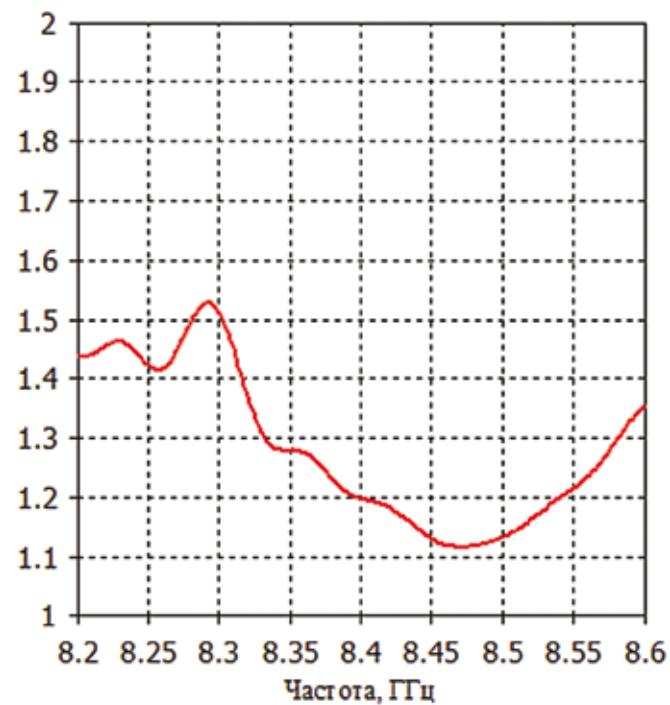


рисунок 8. Зависимость КСВ от частоты

для E -плоскости

$$E_\theta(\theta) = jk_0 V_0 W_p \frac{e^{-jk_0 r}}{2\pi r} F_E(\theta) F_1(\theta);$$

для H -плоскости

$$E_\varphi(\theta) = jk_0 V_0 W_p \frac{e^{-jk_0 r}}{2\pi r} F_H(\theta) F_2(\theta),$$

где

$$\begin{aligned} F_E(\theta) &= \text{sinc}\left[k_0(H_d - H_a)\sin(\theta/2)\right] \times \\ &\quad \times \cos\left[k_0 L_p \sin(\theta/2)\right]; \\ F_H(\theta) &= \text{sinc}\left[k_0 W_p \sin(\theta/2)\right] \cos\theta; \\ F_1(\theta) &= 2 \cos\theta \sqrt{\varepsilon_d - \sin^2\theta} \times \left[\sqrt{\varepsilon_d - \sin^2\theta} - \right. \\ &\quad \left. - j\varepsilon_d \cos\theta \operatorname{ctg}\left(k_0(H_d - H_a)\sqrt{\varepsilon_d - \sin^2\theta}\right) \right]^{-1}; \\ F_2(\theta) &= 2 \cos\theta \left[\cos\theta - j\varepsilon_d \sqrt{\varepsilon_d - \sin^2\theta} \times \right. \\ &\quad \left. \times \operatorname{ctg}\left(k_0(H_d - H_a)\sqrt{\varepsilon_d - \sin^2\theta}\right) \right]^{-1}; \\ k_0 &= \frac{2\pi}{\lambda_0}; \end{aligned}$$

где V_0 – напряжение излучения щели.

Аналогичные выражения приведены в (Sullivan P.L., Schaubert D.H., 1986). К сожалению, они очень приблизительные для микрополоскового излучателя с электродинамическим возбуждением, потому что в этой теории основание излучателя считается бесконечным. По этой теории, обратное излучение антенны во внимание принято не было при оценке характеристик излучения одиночного ИЭ, однако при расчёте всей МАР методом МКР во временной области этот недостаток был устранён. ДН решетки синтезировалась простым перемножением на соответствующий множитель решётки (Воскресенский Д.И., 2003). Расстояния между ИЭ по осям X и Y соответственно равны $D_x = 0,74\lambda_0$ и $D_y = 0,77\lambda_0$.

Длина, L_a и ширина W_a щели определяются из условия (Pozar D.M., 1986)

$$L_a \approx (0.1 - 0.2)\lambda_0, \quad W_a = 0.1L_a.$$

Для формирования эллиптической поляризации поля, излучаемого МАР, была предложена гипотеза, согласно которой патчи разворачиваются на некоторый угол β над возбуждающей щелью (рисунок 3), а их размеры синтезируются исходя из соотношения размеров L_p и W_p , при условии отставания составляющих поля E_x и E_y на 90° . При этом радиус вторичного патча выбирается равным ширине первичного патча W_p .

Пространственная ДН по мощности и ДН по КЭ МАР на центральной (f_0) частоте показаны на рисунках 9, 10; в плоскостях $\phi=0^\circ$ и $\phi=90^\circ$ – на рисунках 11, 12 – на нижней ($f_0 - \Delta f$); на рисунках 13, 14 – на центральной (f_0); на рисунках 15, 16 – на верхней ($f_0 + \Delta f$) частотах рабочего диапазона.

Сравнение ДН по мощности экранированной МАР на нижней ($f_0 - \Delta f$), центральной (f_0) и верх-

ней ($f_0 + \Delta f$) частотах рабочего диапазона показано на рисунке 17 в плоскостях $\varphi=0^\circ$, на рисунке 18 – в плоскости $\varphi=90^\circ$.

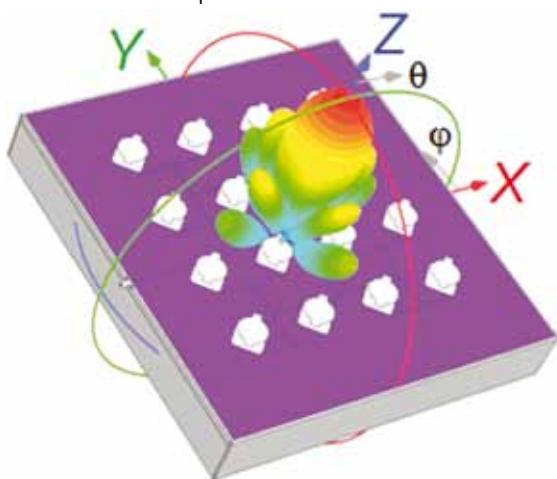


рисунок 9. Пространственная ДН по мощности на частоте f_0

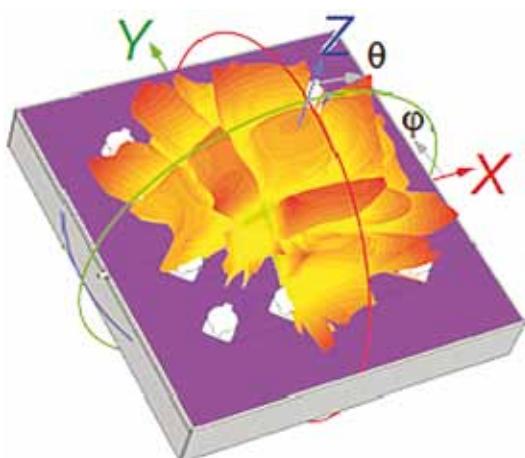


рисунок 10. Пространственная ДН по КЭ на частоте f_0

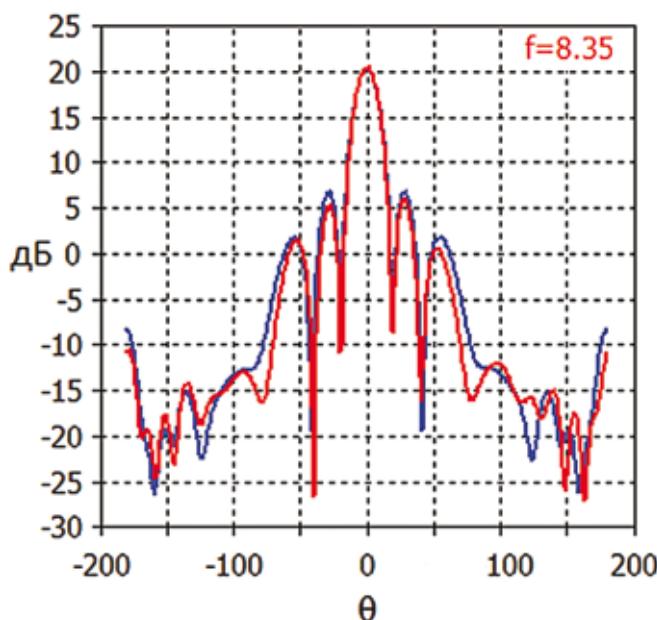


рисунок 11. ДН по мощности в плоскости $\varphi=0^\circ$ и $\varphi=90^\circ$ на частоте $f_0 - \Delta f$

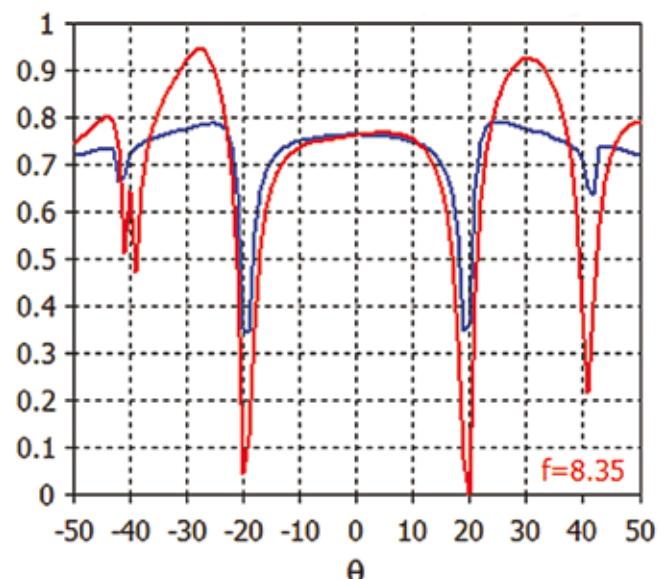


рисунок 12. КЭ в плоскости $\varphi=0^\circ$ и $\varphi=90^\circ$ на частоте $f_0 - \Delta f$

Как видно из рисунка 11, уровень первого бокового лепестка составит $-13,6$ дБ в плоскости $\varphi=0^\circ$ и $-13,1$ дБ в плоскости $\varphi=90^\circ$ от максимума ДН; ширина ДН по уровню половинной мощности составит 17° в обеих плоскостях, КУ в максимуме составит $20,3$ дБ. Уровень КУ по θ° от -5° до $+5^\circ$ не ниже $19,3$ дБ. Как видно из рисунка 12, в максимуме КЭ составляет $0,77$. Уровень КЭ по θ° от -5° до $+5^\circ$ не хуже $0,76$ в плоскости $\varphi=0^\circ$ и не хуже $0,75$ в плоскости $\varphi=90^\circ$.

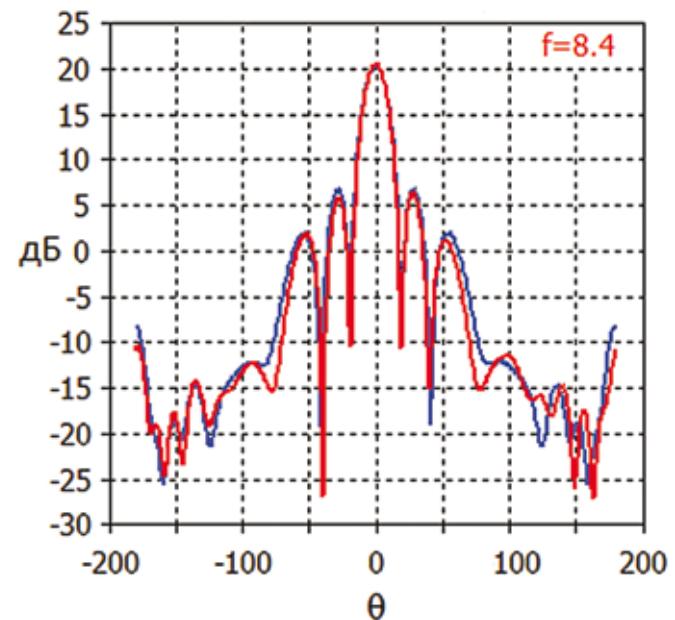


рисунок 13. ДН по мощности в плоскости $\varphi=0^\circ$ и $\varphi=90^\circ$ на частоте f_0

Как видно из рисунка 13, уровень первого бокового лепестка составит $-13,6$ дБ в плоскости $\varphi=0^\circ$ и $-12,9$ дБ в плоскости $\varphi=90^\circ$ от максимума ДН; ширина ДН по уровню половинной мощ-

МИКРОПОЛОСКОВАЯ АНТЕННАЯ РЕШЁТКА ДЛЯ БОРТОВОГО РАДИОКОМПЛЕКСА МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

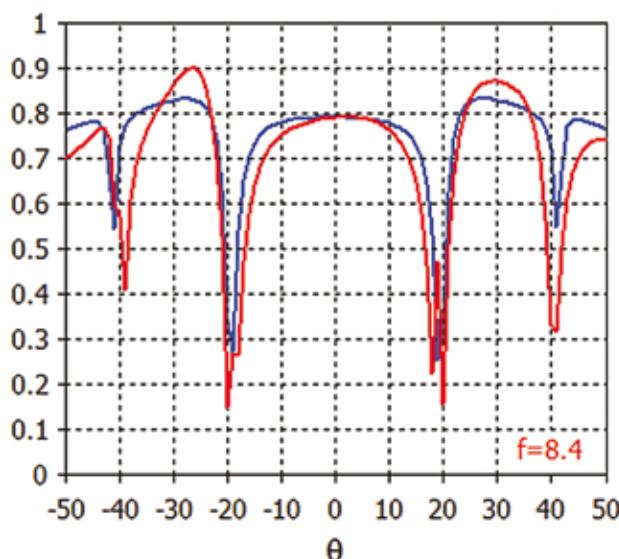


рисунок 14. КЭ в плоскости $\phi=0^\circ$ и $\phi=90^\circ$ на частоте f_0

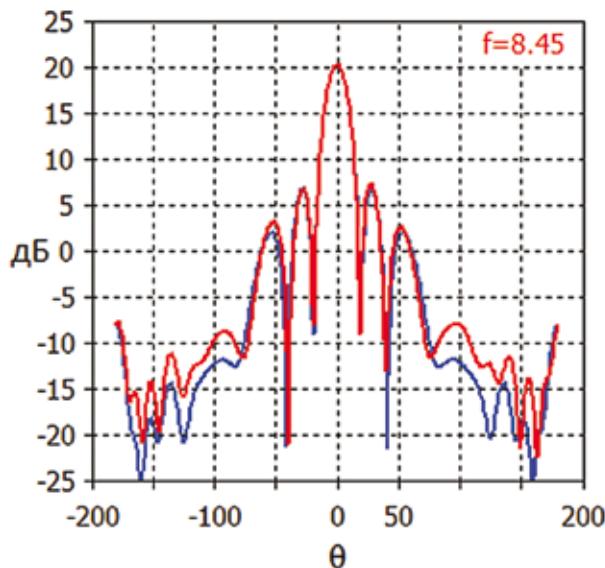


рисунок 15. ДН по мощности в плоскости $\phi=0^\circ$ и $\phi=90^\circ$ на частоте $f_0+\Delta f$

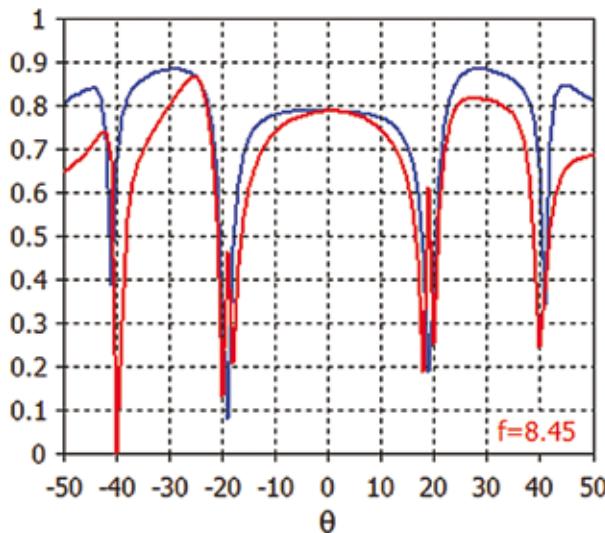


рисунок 16. КЭ в плоскости $\phi=0^\circ$ и $\phi=90^\circ$ на частоте $f_0+\Delta f$

ности составит $16,9^\circ$ в обеих плоскостях, КУ в максимуме составит 20,3 дБ. Уровень КУ по θ° от -5° до $+5^\circ$ не ниже 19,1 дБ.

Согласно рисунку 14 в максимуме КЭ составляет 0,79. Уровень КЭ по θ° от -5° до $+5^\circ$ не хуже 0,79 в плоскости $\phi=0^\circ$ и не хуже 0,77 в плоскости $\phi=90^\circ$.

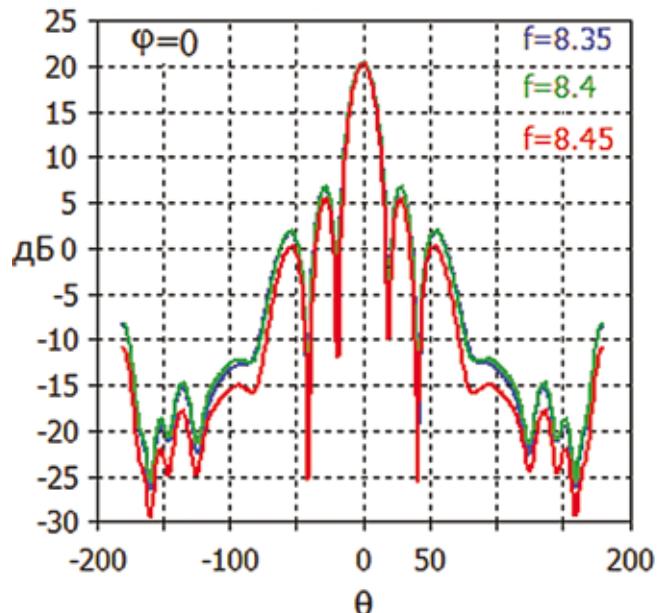


рисунок 17. ДН по мощности в плоскости $\phi=0^\circ$ на частотах рабочего диапазона

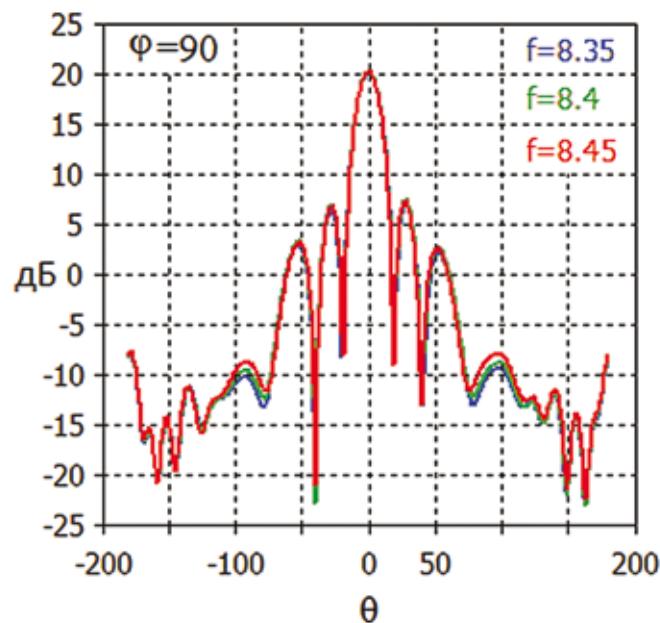


рисунок 18. ДН по мощности в плоскости $\phi=90^\circ$ на частотах рабочего диапазона

Как видно из рисунка 15, уровень первого бокового лепестка составит -13,5 дБ в плоскости $\phi=0^\circ$ и -13,3 дБ в плоскости $\phi=90^\circ$ от максимума ДН, ширина ДН по уровню половинной мощности составит $16,8^\circ$ в обеих плоскостях, КУ в

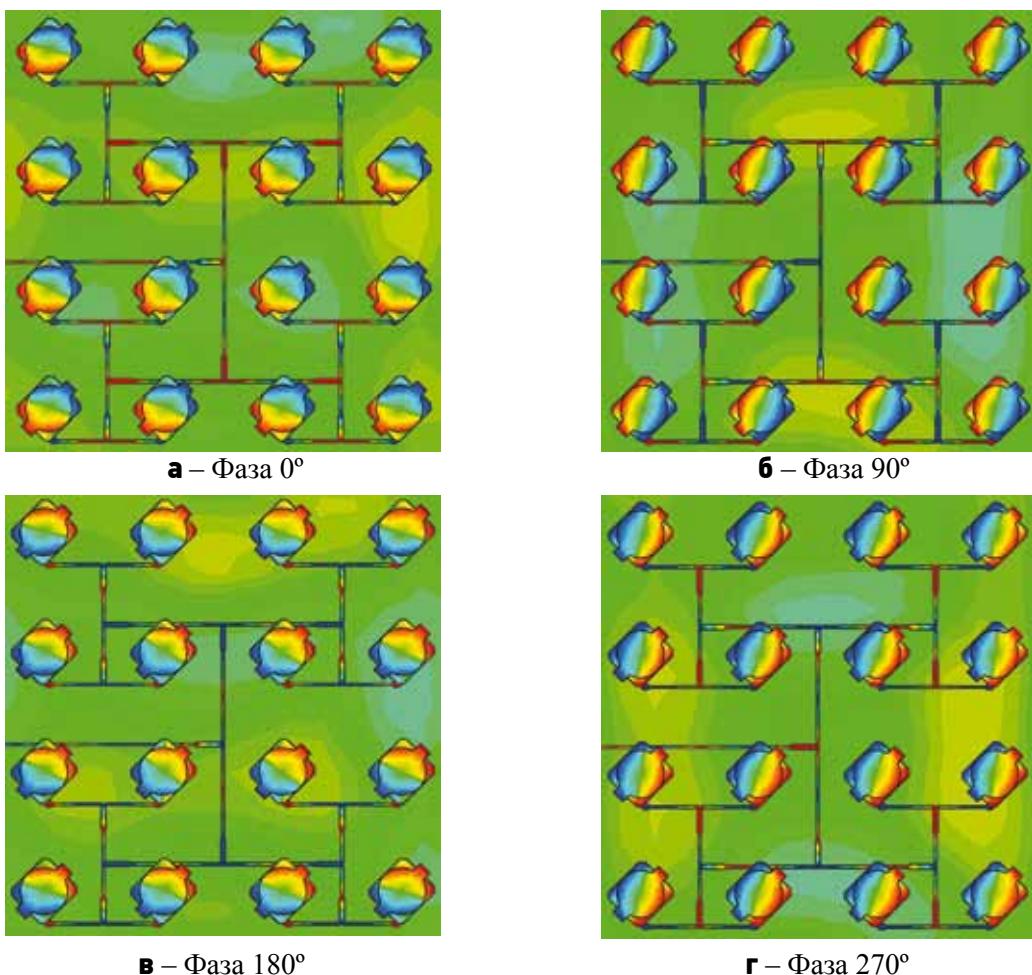


рисунок 19. Распределение нормальной составляющей поля \mathbf{E}

максимуме составит 20,3 дБ. Уровень КУ по θ^0 от -5° до $+5^\circ$ не ниже 19,2 дБ.

Из рисунка 16 видно, что в максимуме КЭ составляет 0,78. Уровень КЭ по θ^0 от -5° до $+5^\circ$ не хуже 0,77 в плоскости $\phi=0^\circ$ и не хуже 0,76 в плоскости $\phi=90^\circ$.

Распределение нормальной составляющей поля \mathbf{E} на рисунке 19 показывает, что изменение фазы поля \mathbf{E} происходит плавно с отставанием составляющих E_x и E_y практически на 90° . Это вместе с характеристиками, показанными на рисунках 12, 14, 16, свидетельствует о наличии поля эллиптической поляризации согласно выдвинутой гипотезе.

Сравнение габаритов рупорной антенны (рисунок 1) и 16-элементной МАР с равными радиотехническими параметрами показано на рисунке 20. Очевидно, что установка МАР позволит заметно уменьшить габариты направленной антенны, установленной на приводе МКА.

Приведенные выше графики показывают, что спроектированная МАР будет обладать устойчивыми характеристиками со следующими значениями:

1. Малой массой по сравнению с рупорной ан-

теннной (за счет применения легких материалов с низким уровнем ϵ) – порядка 200-250 граммов против 1000-1200 граммов.

2. Конструктивной простотой – послойное бесклейевое сшивание по направляющим опорам экранирующей коробки.

3. В разы меньшими габаритами по сравнению с рупорной антенной – порядка 4-8 раз (не считая тракта) – (x-y-z) – 135мм×144мм×30,5мм.

4. Высоким уровнем коэффициента эллиптичности в рабочей полосе частот – не хуже 0,75 в секторе углов от $\pm 5^\circ$.

5. Высоким уровнем коэффициента усиления в рабочей полосе частот – не хуже 19 дБ в секторе углов от $\pm 5^\circ$.

6. Низким уровнем боковых лепестков – не более -13,3 дБ в плоскости $\phi=0^\circ$ и -13,3 дБ в плоскости $\phi=90^\circ$ от максимума ДН.

7. Низким уровнем КСВ (максимальное значение в полосе) – порядка 1,28.

Заключение

Проведённый топологический синтез с применением САПР, использующих численные методы

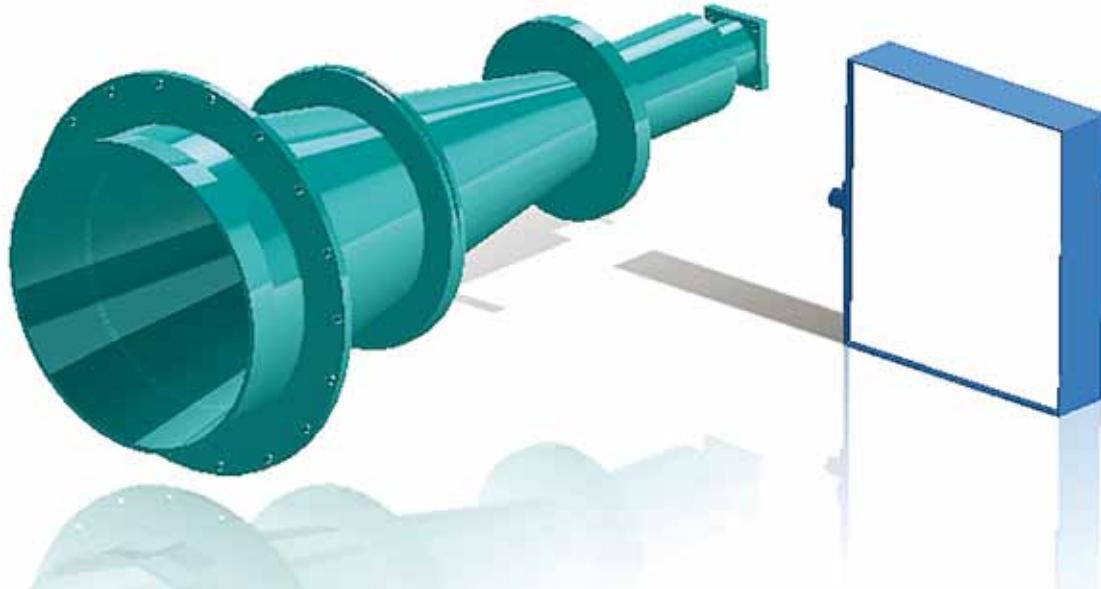


рисунок 20. Сравнение габаритов рупорной антенны и 16-элементной МАР с равными радиотехническими параметрами

электродинамики МКР и МКЭ, показывает, что конструктивное исполнение МАР с учетом ПДМ на 16 каналов, экранирующей коробки и коаксиального кабеля реализуемо, а спроектированная МАР будет обладать устойчивыми радиотехническими характеристиками в рабочей полосе частот.

При изготовлении опытных образцов МАР для лабораторно-опытных испытаний планируется отработать несколько вариантов межслоевых заполнителей из пеноматериала и стеклопластиковых сотовых заполнителей для выявления на практике влияния разброса конструктивных параметров МАР от послойного заполнителя. Полученные экспериментальным путем зависимости позволят оценить полноту разработанной модели и внести соответствующие корректировки.

Планируются работы по учёту влияния конструкции МКА «Резонанс» и привода, на который установлена МАР, на характеристики излучения. Это позволит при проведении натурных испытаний тем или иным образом трактовать получаемые на практике результаты, а также оценить критичность влияния конструкции аппарата на характеристики излучения.

Список литературы

Власов А.И., Сабиров Т.Р. Сканирующая антенная система кругового обзора // Материалы международной научно-технической конференции «Излучение и рассеяние электромагнитных волн». Таганрог, 2011. С. 64-65.

Воскресенский Д.И. Устройства СВЧ и антенны. Проектирование фазированных антенных решеток. М.: Радиотехника, 2003. 632 с.

Antti E.I. Lamminen, Jussi Säily and Antti R. Vimpari. 60-

GHz Patch Antennas and Arrays on LTCC With Embedded-Cavity Substrates // *Antennas and Propagation, IEEE Transactions on*, September 2008. Vol. 56, № 9. P. 2865-2874.

Balanis C.A. Antenna Theory Analysis and Design // 2nd Edition, Wiley, 1997. 960 p.

Callus P.J. Novel Concepts for Conformal Load-bearing Antenna Structure // Air Vehicles Division, Defence Science and Technology Organisation, DSTO Melbourne, 2008. 94 p.

Frisco L.J. Dielectrics for Satellites and Space Vehicles // Johns Hopkins University, Dielectrics Lab., Baltimore, Maryland, 1963. 103 p.

Garg R., Bhartia P., Bahl I. and Ittipiboon A. Microstrip Antenna Design Handbook // Artech House, Boston. London, 2001. 845 p.

Hall P.S. and Hall C.M. Coplanar corporate feed effects in microstrip patch array design // Proc. IEE, June 1988. Vol. 135, pt. H. P. 180-186.

Legay H. and Shafai L. New Stacked Microstrip Antenna with Large Bandwidth and High Gain // *IEE Proc. Microwave, Antennas and Propagation*, 1994. Vol. 141, pt. H, № 3. P. 199–204.

Pozar D.M. A reciprocity Method of Analysis for Printed Slot and Slot – Coupled Microstrip Antennas // *Antennas and Propagation, IEEE Transactions on*, 1986. Vol. 34, № 12. P. 1439-1446.

Pozar D.M. and Schaubert D.H. et al. Microstrip Antennas: The Analysis and Design of Microstrip Antennas and Arrays // Wiley-IEEE Press, 1995. 448 p.

Sainati R.A. CAD of Microstrip Antenna for Wireless Applications // Artech House, Boston. London, 1996. 255 p.

Sullivan P.L. and Schaubert D.H. Analysis of an Aperture Coupled Microstrip Antenna // *Antennas and Propagation, IEEE Transactions on*, 1986. Vol. 34, № 8. P. 977-984.

Статья поступила в редакцию 12.12.2011 г.

МЕЖОРБИТАЛЬНЫЙ БУКСИР НА БАЗЕ РАЗГОННОГО БЛОКА ДМ

THE BLOCK DM-BASED ORBITAL TRANSFER VEHICLE



Д.С. Лупяк,
аспирант*,
d.loupiak@hotmail.com;
D.S. Loupiak**



В.Н. Лакеев*,
vasily.lakeev@rsce.ru;
V.N. Lakeev**



Н.А. Карбанов*,
nikolay.karbanov@rsce.ru;
N.A. Karbanov**

В статье рассматривается межорбитальный буксир применительно к задаче транспортировки полезных грузов с околоземной орбиты в лунный орбитальный центр, находящийся в точке либрации L1 или L2 системы «Земля-Луна». Задача транспортировки полезных грузов включает перелёт с околоземной орбиты в окрестность лунного орбитального центра, сближение, причаливание и стыковку орбитального блока (межорбитального буксира с полезной нагрузкой) с лунным орбитальным центром.

Предлагается создать межорбитальный буксир на основе уверенно зарекомендовавшего себя разгонного блока ДМ, использующего в качестве топлива экологически чистые компоненты.

Кроме того, в статье оценены возможные мероприятия для повышения массово-энергетических возможностей межорбитального буксира.

Ключевые слова: разгонный блок;
точка либрации;
освоение космического пространства;
межорбитальный буксир.

Введение

Одним из возможных направлений дальнейшего исследования космического пространства является освоение окололунного пространства

The paper describes the orbital transfer vehicle intended for payload transportation from LEO to lunar orbital center located in one of Lagrangian points (L1 or L2) of the Earth-Moon system. The task of payload transportation consists in a transfer from LEO to the vicinity of the lunar orbital center, rendezvous, final approach, and docking of the orbital block (orbital transfer vehicle + payload) to the lunar orbital center.

It is proposed to develop an interorbital tug, based on the DM upper stage, which has already acquired good reputation and uses environmentally friendly propellant components.

Furthermore, the article evaluates potential measures to increase mass and energy capabilities of the orbital transfer vehicle.

Key words:
upper stage;
Lagrangian point;
space exploration;
orbital transfer vehicle.

и Луны с созданием необходимой инфраструктуры. Существует предположение, что наиболее выгодно с энергетической точки зрения расположить базовую инфраструктуру или лунный

* ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», Россия,
Московская область, г. Королев.

** JSC «S.P. Korolev Rocket Space Corporation Energia»,
Russia, Moscow region, Korolev.

орбитальный центр в так называемой точке либрации L1/L2 системы «Земля-Луна». Создание лунного орбитального центра и его дальнейшее поддержание потребует выполнения задачи постоянной транспортировки полезной нагрузки (ПН) в точки либрации L1/L2 системы «Земля-Луна» (рисунок 1).

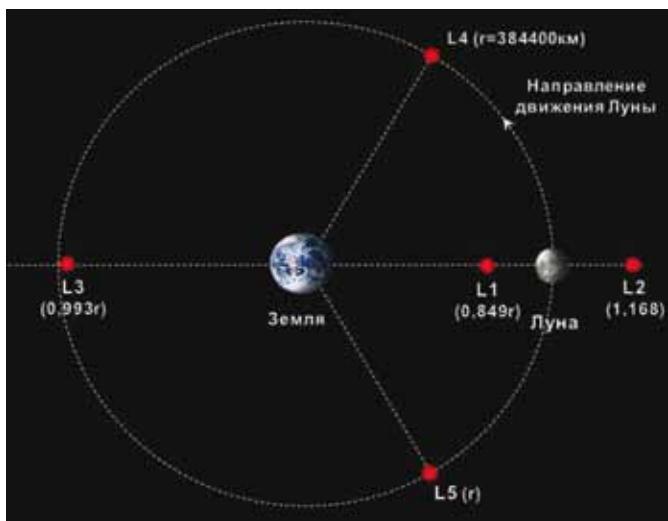


рисунок 1. Точки Лагранжа в системе «Земля-Луна»

В РКК «Энергия» проведены предварительные проработки по решению задачи выведения ПН в точки либрации L1/L2 (Левантовский В.И., 1972) с помощью межорбитального буксира (МБ), создание которого возможно на базе разгонного блока ДМ, использующего экологически чистые компоненты топлива и подтвердившего свою высокую надежность многими пусками. Результатами проработки является рациональная схема выведения ПН в точки либрации L1/L2 системы «Земля-Луна» с помощью МБ, а также его предварительный облик. Так как жидкий кислород как один из компонентов топлива является криогенным, то это накладывает ограничение на время функционирования МБ в космическом пространстве. При выборе оптимальной

схемы полёта и оценке затрат на энергетическом уровне учитывалось это ограничение.

Прототипом базового разгонного блока (РБ) ДМ является РБ Д, который создавался для ракетно-космического комплекса «Н1-Л3» и предназначался для доставки пилотируемого лунного комплекса Л3 с экипажем на орбиту Луны, а после разделения посадочного модуля и возвращаемого аппарата – гашения скорости посадочного модуля перед посадкой на поверхность Луны. После закрытия Н1-Л3, в связи с отсутствием задач длительного функционирования блока в космосе, на блоке Д и его последующих модификациях ДМ, ДМ-SL, ДМ-SLB (Лопота В.А. и др., 2011) с целью улучшения массово-энергетических характеристик проведено совершенствование конструкции блока применительно к появляющимся реальным программам полета, длительность которых не превышала 12 ч. Все блоки успешно прошли летную отработку и эксплуатируются до настоящего времени при выполнении государственной космической программы и коммерческих пусков с использованием РН «Протон-М», «Зенит» (рисунок 2).

1. Схема выведения полезной нагрузки в точки либрации L1/L2

1.1. Схема движения орбитального блока на начальном участке лунных траекторий

После отделения от РН первым включением маршевого двигателя (МД) МБ производится дозвыведение орбитального блока (ОБ=МБ+ПГ) на опорную орбиту ($H_{kp} \sim 200$ км), период которой выбирается из условия гарантированного существования на орбите в течение ~2 суток.

При выведении в точки L1/L2 системы «Земля-Луна» время включения МД определяется датой старта и выбранной схемой перелета. Возможны схемы перелета со стартом в районе восходящего

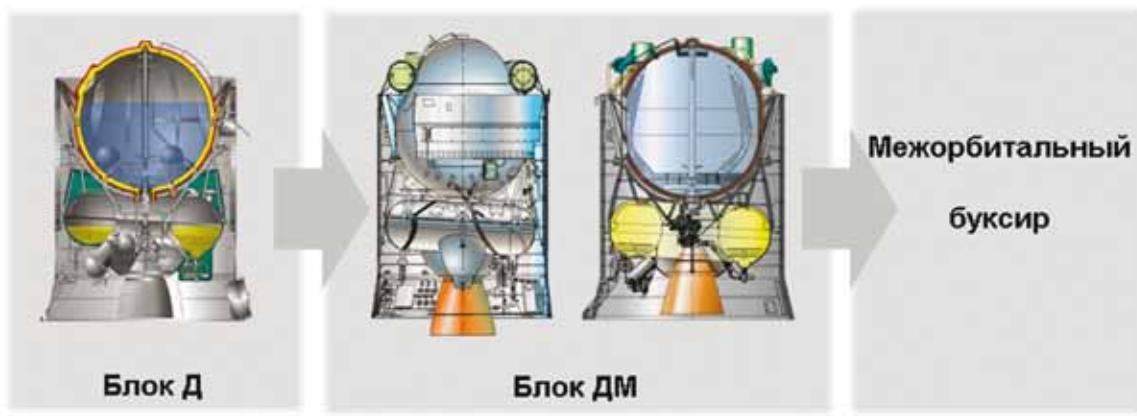


рисунок 2. Создание межорбитального буксира на основе разгонного блока ДМ

узла («северный» вариант) и со стартом в районе нисходящего узла («южный» вариант). Оба варианта энергетически близкие, и выбор конкретного из них будет определяться из условий радиовидимости (лучшие условия для «северного» варианта) и других соображений. В статье приводятся результаты для схемы перелета со стартом в районе нисходящего узла («южный» вариант).

Отлетный импульс ΔV_1 по энергетическим соображениям целесообразно отрабатывать за два включения МД, но при этом увеличивается время выведения ПН.

Время полета к Луне – от 3,5 суток и выше. В отличие от РБ, отделение которого от ПН проводится после выдачи импульса выхода на переходную орбиту ΔV_1 и корректирующего импульса $\Delta V_{\text{корр}}$ (при необходимости) ввиду его малого времени функционирования (~ 24 часа), МБ обеспечивает выведение непосредственно в точку L1/L2 системы «Земля-Луна» (рисунок 3).

1.2. Схема выведения полезной нагрузки в точку L1

В результате импульса перехода ΔV_1 на отлетную орбиту при выведении в точку L1 МБ с ПН переводится на орбиту с высотой апогея, соответствующей высоте точки либрации даты подлета. После этого в районе апогея выдается импульс перехода ΔV_2 на целевую орбиту. Оценка массы ПН, выводимой МБ в точку либрации L1, приведена для варианта выведения с суммарным временем $\Delta t_{\Sigma} = 3,5$ суток.

1.3. Схема выведения полезной нагрузки в точку L2

При выведении ПН в точку L2 используется гравитационный манёвр в сфере действия Луны. Величина и точка приложения отлётного импульса ΔV_1 в этом случае выбираются таким образом, чтобы при входе в сферу действия Луны ОБ вышел на пролётную сelenоцентрическую траекторию с заданными параметрами. Высота пролёта ОБ над поверхностью Луны (высота периселения пролётной траектории) в рамках рассматриваемой схемы выведения составляет $\sim 500 \dots 100$ км (как показали расчёты, суммарные затраты характеристической скорости на выведение ΔV_{Σ} будут минимальны при низких высотах периселения). В периселении пролётной траектории выдаётся тормозной импульс ΔV_2 , переводящий ОБ на траекторию полёта в точку либрации L2. Последний импульс ΔV_3 выдаётся в точке либрации L2 и переводит ОБ на целевую орбиту.

Суммарное время перелёта Δt_{Σ} ОБ с начальной ОИСЗ в точку либрации L2 для рассматриваемой схемы перелёта составит $\sim 4 \dots 7$ суток. Величина отлётного импульса ΔV_1 и величины импульсов ΔV_2 и ΔV_3 , выдаваемых МД, будут зависеть от даты старта (дата старта определяет текущее положение Луны относительно Земли, в том числе и текущее расстояние от Земли до Луны). При выведении в точку либрации L2 значения импульсов скоростей рассчитаны для произвольного двухнедельного интервала дат старта.

На рисунках 4-7 представлены зависимости различных характеристик двухимпульсной и

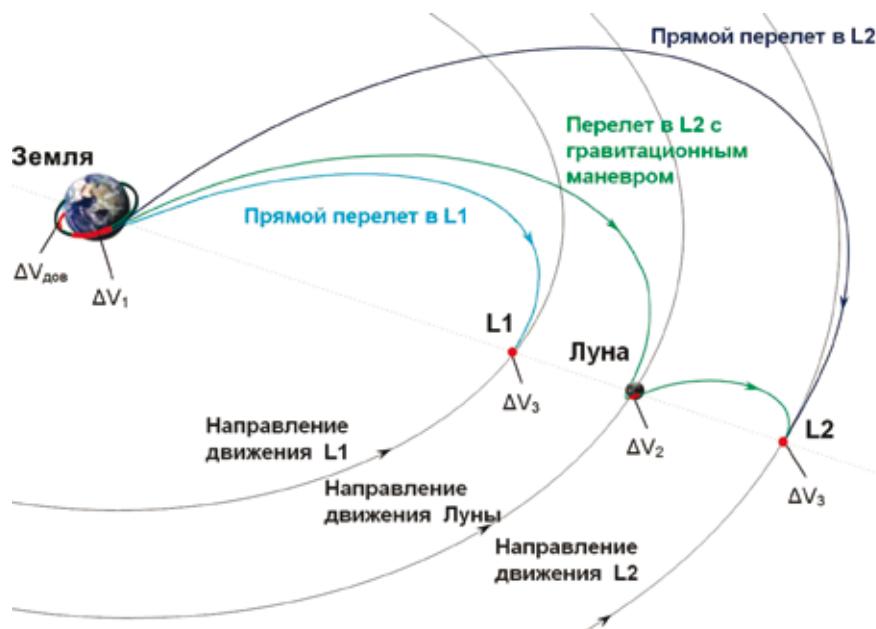


рисунок 3. Траектория выведения в точки L1 и L2

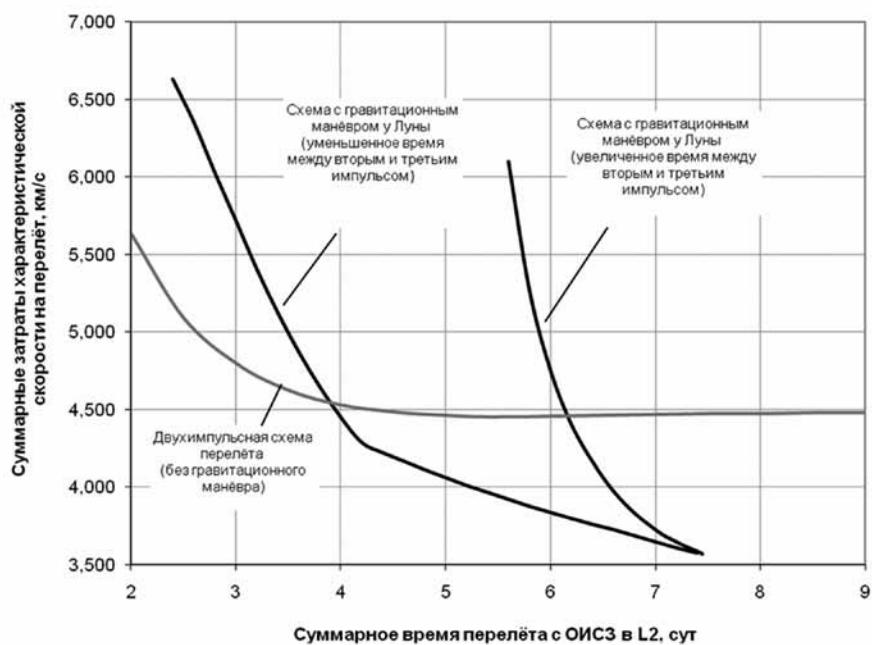


рисунок 4. Зависимость суммарных затрат характеристической скорости ΔV_{Σ} на перелёт орбитального блока с ОИСЗ в L2 от суммарного времени перелёта Δt_{Σ}

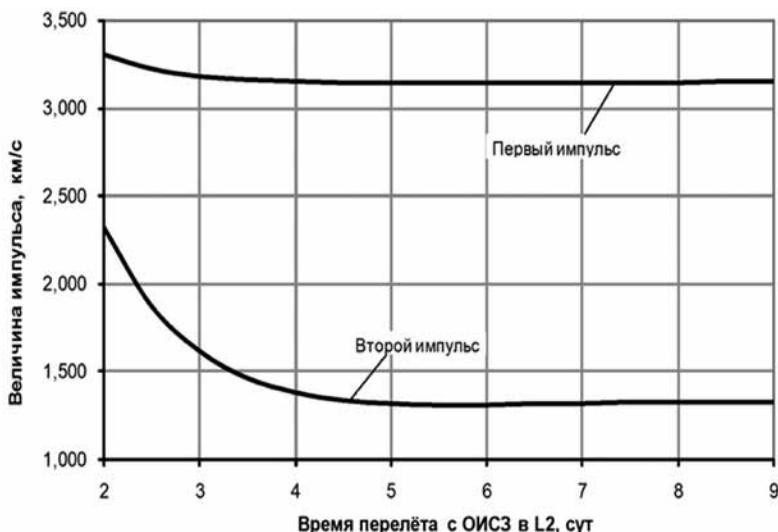


рисунок 5. Зависимость величин ΔV первого и второго импульсов двухимпульсной схемы перелёта орбитального блока с ОИСЗ в L2 от времени перелёта Δt

трёхимпульсной (с гравитационным манёвром у Луны) схем перелёта с ОИСЗ в L2 от времени перелёта (все зависимости построены на примере южных траекторий, соответствующих дате старта с ОИСЗ 14 марта 2011 года).

2. Обсуждение предварительного облика межорбитального буксира

2.1. Исходные данные и схема полёта орбитального блока в точку либрации L1/L2

Основным условием выполнения задачи по доставке ПН в точку либрации L1/L2 межорбита-

тальным буксирующим является его увеличенный ресурс работы по сравнению с базовым РБ (~24 часа). Под доставкой подразумевается причаливание и стыковка ОБ (МБ с ПН) к орбитальному центру, находящемуся в точке либрации L1/L2. Носителем, обеспечивающим выведение ОБ на опорную орбиту, выбрана РН «Протон-М», но возможно рассмотреть выведение с другими носителями, в том числе и зарубежными.

Схемой полета ОБ, включающей в свой состав МБ и ПН, предусматривается:

- довыведение с «незамкнутой» орбиты ИСЗ на круговую опорную орбиту;
- выведение на траекторию полета к Луне;
- проведение одной-двух коррекций траектории;

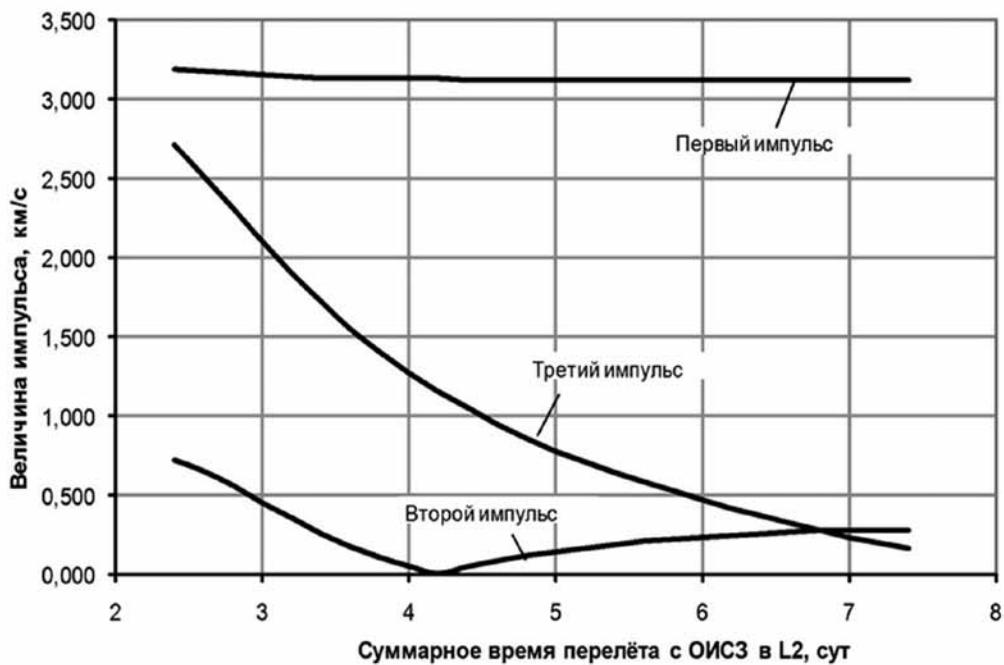


рисунок 6. Зависимость величин первого ΔV_1 , второго ΔV_2 и третьего ΔV_3 импульсов трёхимпульсной схемы (схемы с гравитационным манёвром у Луны) перелёта ОБ с ОИСЗ в L2 от суммарного времени перелёта Δt_{Σ} (для варианта схемы с уменьшенным интервалом времени между вторым и третьим импульсами)

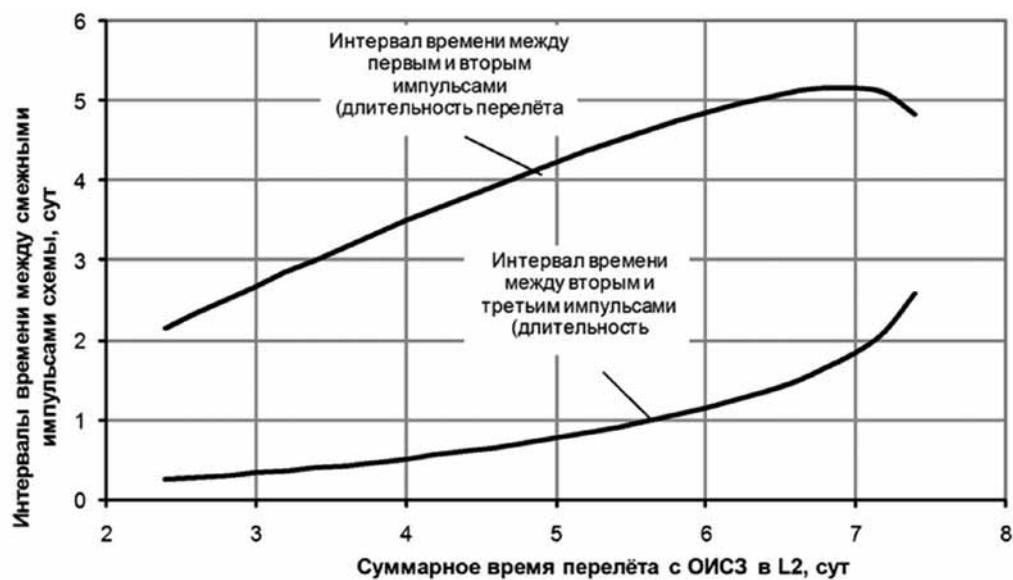


рисунок 7. Зависимости интервалов времени между смежными импульсами для трёхимпульсной схемы (схемы с гравитационным манёвром у Луны) перелёта орбитального блока с ОИСЗ в L2 (для варианта схемы с уменьшенным интервалом времени между вторым и третьим импульсами).

- торможение для выхода в точку либрации L1 либо проведение двух импульсов для выхода в точку либрации L2.

Особенности движения ОБ на начальных участках лунных траекторий и на участках выхода в точки либрации L1 и L2 приведены выше. Оценка массы ПН, выводимой МБ в точку либрации L2, приведена для варианта выведения с суммарным временем $\Delta t_{\Sigma} = 6,0$ суток.

2.2. Облик межорбитального буксира и оценка массовых характеристик орбитального блока

К МБ, помимо задачи доставки в точки либрации L1 и L2, предъявляются требования:

- обеспечения причаливания истыковки (стыковки) с объектом, находящимся в точке либрации L1/L2;

МЕЖОРБИТАЛЬНЫЙ БУКСИР НА БАЗЕ РАЗГОННОГО БЛОКА ДМ

таблица 1 – Исходные данные

наименование параметра	значение
космодром запуска	Байконур
ракета-носитель	Протон-М
начальная орбита выведения РН:	
высота в апогее, км	187,0
высота в перигее, км	- 490
наклонение, град	51,6
тип головного обтекателя	14C75.13
масса выводимого ОБ, кг	25700
базовый разгонный блок:	
масса сбрасываемых среднего и нижнего переходника, кг	1190
конечная масса блока, кг	2200
тяга маршевого двигателя в пустоте, кгс	5000
удельный импульс тяги МД 11Д58МФ, с	372
характеристическая скорость выведения на опорную орбиту (НКР~200 км), м/с	213

таблица 2 – Предварительная оценка конечной массы межорбитально

	ДМ базовый	МБ-Л1	МБ-Л2
конечная масса	2200,0	3240,2	3419,2
прирост конечной массы		1040,2	1219,2
неизменная доля конечной массы	1655,2	1655,2	1655,2
аппаратура и кабели	544,8	805,0	984,0
система управления	253,0	140,0	140,0
система телеметрии	111,0	115,0	115,0
комплекс бортовых средств	25,0	25,0	25,0
система электроснабжения	66,3	365,0	524,0
система терморегулирования	50,0	100,0	100,0
детали установки приборов	39,5	60,0	80,0
система обеспечения стыковки		780,0	780,0

- обеспечения теплового режима жидкого кислорода и приборов при длительном пребывании их в космическом пространстве ($\Delta t_{\Sigma} \geq 6,0$ суток), а также при предстартовой подготовке;
- обеспечения систем и агрегатов МБ электропитанием в течение длительного полета ($\Delta t_{\Sigma} \geq 6,0$ суток);
- обеспечения защиты систем и агрегатов, в частности системы управления, от воздействия внешних радиационных поясов и солнечного излучения (высокоэнергетичных протонов, излучаемых во время солнечных вспышек);
- обеспечения получения и передачи телеметрической информации на расстоянии более 350 000 км, реализации режимов радиоконтроля орбиты и выдачи команд управления бортово-

выми системами;
- обеспечения увеличенного объема измерений параметров систем МБ.

При доработке (создании) систем и агрегатов необходимо учесть необходимость повышения массы ПН межорбитального буксира и дефицит мощности системы электроснабжения при длительном ($\Delta t_{\Sigma} \geq 6,0$ суток) полете.

Исходя из возлагаемых требований к МБ, в его составе предусматривается наличие соответствующих средств и систем. В частности, в его составе должны быть доработаны и введены вновь: двигательная установка для обеспечения координатных перемещений ОБ в процессе причаливания, аппаратура системы причаливания,

таблица 3 – Изменение массовых характеристик орбитального блока на этапах полета

	МБ-L1	МБ-L2
выведение на опорную орбиту		
начальная масса ОБ	25700	25700
стартовая масса ОБ	24470	24470
масса в конце работы МД	23080	23080
рабочий запас топлива	1390	1390
потребная величина ΔV , м/с	213	213
выведение на траекторию полета к Луне		
стартовая масса ОБ	23050	23050
масса в конце работы МД	9735	9695
рабочий запас топлива	13315	13355
потребная величина ΔV , м/с	3145	3160
коррекция траектории		
стартовая масса ОБ	9705	9665
масса в конце работы МД	9505	9470
рабочий запас топлива	200	195
потребная величина ΔV , м/с	75	75
выведение в точки либрации		
выдача 1-го импульса скорости		
стартовая масса ОБ	9475	9440
масса в конце работы МД	7505	8840
рабочий запас топлива	1970	600
потребная величина ΔV , м/с	850	240
выдача 2-го импульса скорости		
стартовая масса ОБ		8810
масса в конце работы МД		7745
рабочий запас топлива		1065
потребная величина ΔV , м/с		470
сближение и стыковка с орбитальным центром		
стартовая масса ОБ	7500	7740
масса в конце работы МД	7240	7470
рабочий запас топлива	260	270
потребная величина ΔV , м/с	100	100
отделяемая масса МБ	3240	3420
масса доставляемой ПН	4000	4050
потребная суммарная величина ΔV, м/с	4383	4258

антенно-фидерные устройства, система энергоснабжения, радиокомплекс, агрегат стыковки с его системой управления и др. Для обеспечения длительных программ полета МБ необходимо осуществить мероприятия по увеличению коли-

чества слоёв экранно-вакуумной теплоизоляции на баке окислителя до 100 слоёв.

Многофункциональный двигатель 11Д58МФ рассчитан на семикратное включение в полете и весь диапазон температур жидкого кислорода.

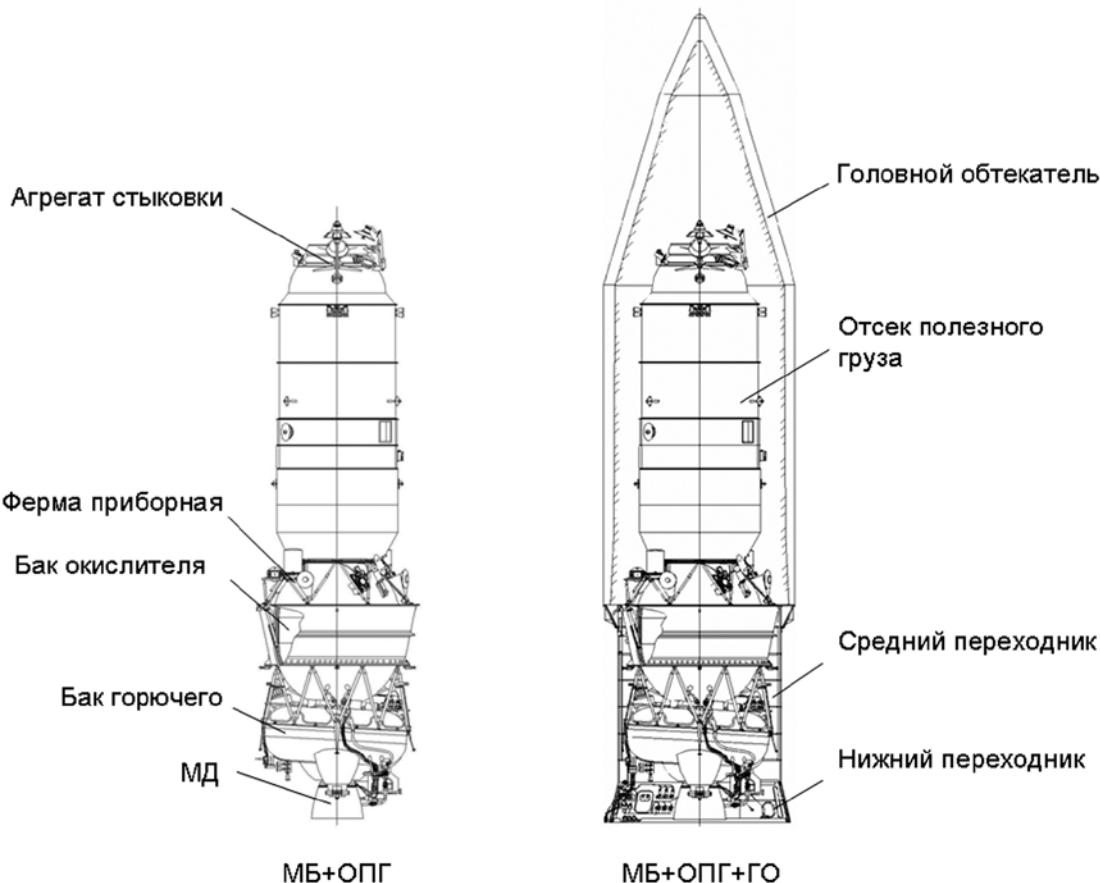


рисунок 8. Предварительный облик межорбитального буксира с отсеком полезного груза и головным обтекателем

В связи с доработкой и введением новых систем и агрегатов МБ по сравнению с базовым РБ изменится его конечная масса. Предварительная оценка конечной массы МБ и сравнение ее с базовым РБ приведена в таблице 2.

Изменение массовых характеристик ОБ для выведения в точку либрации L1/L2 при суммарном времени перелёта Δt_{Σ} в точку L2 показано в таблице 3.

Заключение

- С использованием межорбитального буксира, создаваемого на основе РБ ДМ, в точки либрации L1 и L2 системы «Земля-Луна» может быть выведена ПН, масса которой, соответственно 4000 кг и 4050 кг, с причаливанием и стыковкой МБ к лунному орбитальному центру.
- Необходимая производственная база для создания МБ существует.
- Полученные результаты оценок являются предварительными, подлежащими в дальнейшем уточнению при более глубоких проработках.
- Для получения резерва и повышения массово-энергетических возможностей МБ целесооб-

разно:

- использовать на МБ более экономичные средства обеспечения электропитанием (например, электрохимический генератор тока, комбинированную систему в составе солнечных и аккумуляторных батарей и пр.);
- создание перспективной системы управления;
- использование перспективных углеводородных горючих типа «синтин», «боктан», «соткан»;
- проведение комплексного анализа и выбор оптимальной схемы полета с учетом выполнения требований по обеспечению требуемой температуры жидкого кислорода;
- сокращение диапазона дат запуска РКН.

Список литературы

- Левантовский В.И. Механика космического полета в элементарном изложении. М.: Наука, 1970. 492 с.
 Лопота В.А., Зелеников Н.И., Стрекалов А.Ф., Соловьев В.А. и др. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева в первом десятилетии XXI века. М.: РКК Энергия, 2011. 832 с.

Статья поступила в редакцию 28.03.2012 г.

ПОЛУПРОВОДНИКОВЫЕ ТЕНЗОРЕЗИСТОРЫ НА ОСНОВЕ МОНОСУЛЬФИДА САМАРИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. САМОРАЗОГРЕВ

H.M. Володин*,
tenzo@laspace.ru;
N.M. Volodin**

A.A. Маркачева*,
tid@laspace.ru;
A.A. Markacheva**

Ю.Н. Мишин,
аспирант*,
tenzo@laspace.ru;
Y.N. Mishin**

B.B. Каминский,
доктор технических наук,
Физико-технический
институт
им. А.Ф. Иоффе РАН, Россия,
г. Санкт-Петербург,
vladimir:kaminski@mail.ioffe.ru;
V.V. Kaminskiy

Рассмотрены вопросы саморазогрева новых полупроводниковых тензорезисторов на основе моносульфида самария (SmS) и причины актуализации этой проблемы, связанной с уменьшением площади тензочувствительного элемента, на котором рассеивается мощность энергии питания. Приведен расчет теплового режима тензорезисторов на основе моносульфида самария при кондуктивном теплообмене и постоянном выделении тепловой нагрузки. Отмечена зависимость температуры чувствительного элемента от конструктивных особенностей тензорезистора.

Ключевые слова: моносульфид самария; тензорезистор; тепловой расчет; теплопроводность; температура; рассеиваемая мощность; испарение; конденсация.

Введение

Разработка полупроводниковых тензорезисторов (ПТР) является最难的 задачей, которая до сих пор удовлетворительно не решена. В датчиках механических величин (в основном это датчики давления) используется интегральное исполнение, а субстратом (здесь – упругим элементом) служат или кремний, или сапфир.

SPACECRAFT SEMICONDUCTING RESISTANCE STRAIN GAUGE BASED ON SAMARIUM MONOSULFIDE. SELF-HEATING

И.Д. Тулин,
аспирант*,
tid@laspace.ru;
I.D. Tulin**

The article covers some issues on self-heating of new semiconducting resistance strain gauges based on samarium monosulfide (SmS) and reasons for the actualization of this problem, related to reduction of area of the tensosensitive element responsible for power dissipation.

The calculation is given of thermal mode for the resistance strain gauges based on samarium monosulfide under conductive heat exchange and constant thermal loading. Relationship of sensitive element's temperature versus structural features of resistance strain gauge is shown.

Key words:
*samarium monosulfide;
resistance strain gage;
thermal design;
thermal conductivity;
temperature,
dissipated power,
evaporation, condensation.*

Монокристаллический субстрат обладает идеальными упругими характеристиками, но это не может компенсировать довольно ограниченные температурный диапазон и выходной сигнал. Наклеиваемые ПТР, как правило, представляют собой кремниевые пластины с золотыми выводными проводниками, вырезанные по определенным кристаллографическим осям [111], [110],

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

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

[100] и, чаще всего, закрепленные на полимерной подложке (*Полупроводниковые тензодатчики*, 1965). Широкого распространения они не получили, так как имеют много недостатков и очень дороги. Нелинейность и температурная зависимость большинства метрологических характеристик не способствуют точному измерению механических величин.

Здесь рассматривается редкоземельный полупроводник, который лишен указанных выше недостатков и имеет значительные преимущества в сравнении с традиционными кремниевыми полупроводниками. Тензорезистивные пленки моносульфида самария (SmS) получают в вакуумных установках путем взрывного испарения и конденсации на субстратах (подложках), нагретых до $350\text{--}400^{\circ}\text{C}$. При этом пригодно только взрывное испарение, которое позволяет получить стехиометрический состав на субстрате, так как существуют еще два сульфида самария (Sm_2S_3 и Sm_3S_4) и при обычном испарении на подложке конденсируется конгломерат этих сульфидов (*Володин Н.М., Каминский В.В и др.*, 2011).

Среди известных материалов моносульфид самария имеет максимальную тензорезистивность. Даже поликристаллические пленки SmS можно получить с чувствительностью до 100, причем на любом субстрате, выдерживающем указанную выше температуру. Градуировочная характеристика линейна, величины температурного коэффициента сопротивления, тензорезистивности и электрического сопротивления можно варьировать изменяя режимы испарения и конденсации. Материал этот температурно- и радиационностоек и сохраняет свои характеристики в диапазоне $-250 \text{--} +400^{\circ}\text{C}$. Эти выдающиеся, с точки зрения тензометрии, свойства объясняются зонной структурой полупроводника, которая подробно рассматривается в работе (*Володин Н.М., Мишин Ю.Н. и др.*, 2011).

Тензорезисторы (ТР) имеют большое число параметров, с которыми сталкивается разработчик. Основные из них определяют ГОСТ 20420-75 «ТЕНЗОРЕЗИСТОРЫ» «Термины и определения» и ГОСТ 21616-91 «ТЕНЗОРЕЗИСТОРЫ» «Общие технические условия», но среди этих параметров отсутствует и никак не регламентируется понятие «саморазогрев». Это объясняется тем, что характеристика эта не актуальна в отношении металлических ТР, которые имеют достаточно большую площадь, на которой рассеивается сравнительно небольшая мощность. Тепловые потоки уравновешиваются за время, сравнимое с временем прогрева вторичной аппаратуры. Проблемы возникают только при ус-

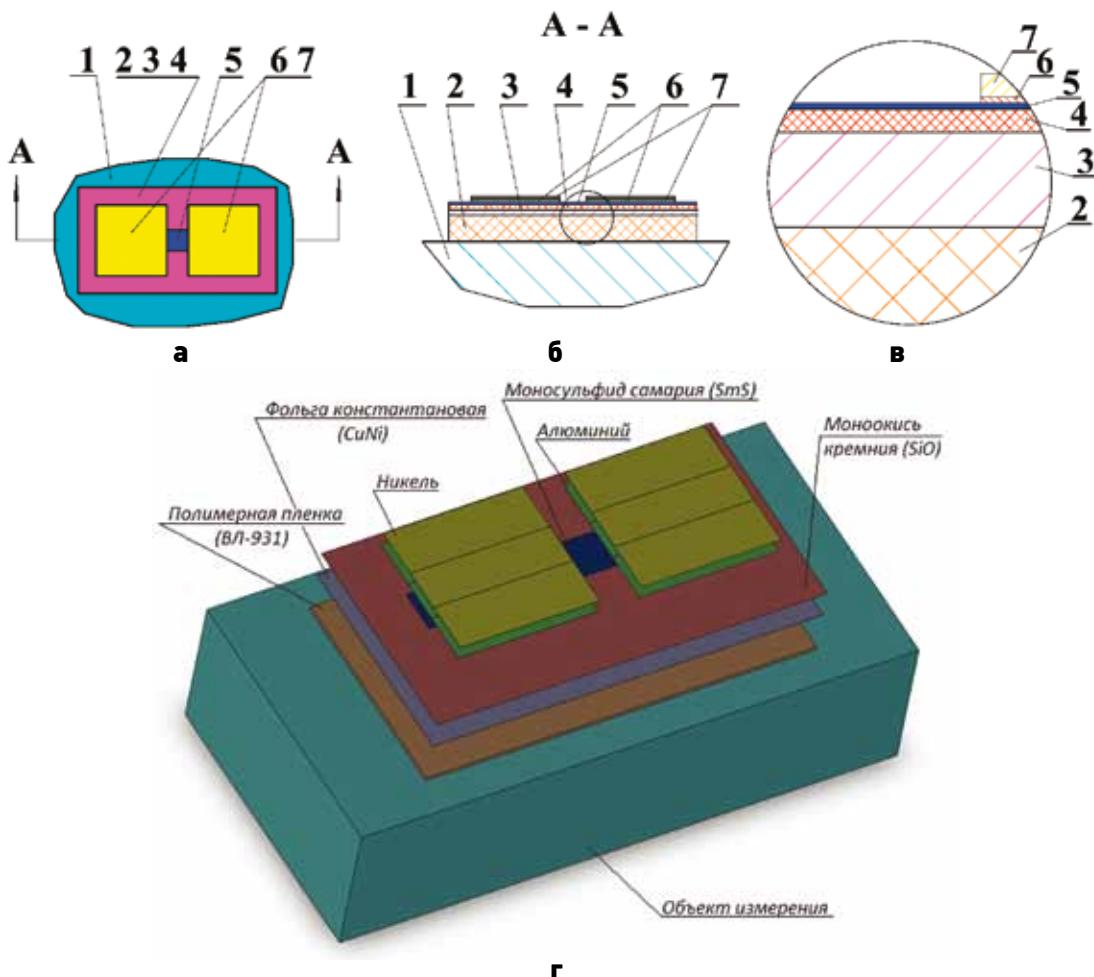
тановке ТР на материалы с плохой теплопроводностью.

В связи с отсутствием определения понятия «саморазогрев» в регламентирующей документации, дадим определение этой характеристики. Саморазогрев означает нагревание ПТР или ТР от штатного электрического питания. Видимым проявлением саморазогрева является дрейф (смещение) выходного сигнала, возникающего вследствие изменения сопротивления ПТР от температуры. Температурная зависимость сопротивления металлических ТР не велика, но в ПТР с новым редкоземельным полупроводником проблема саморазогрева актуализируется по некоторым причинам.

1. Конструктивные особенности ПТР на основе SmS

ПТР на основе SmS получают в вакуумной камере, которая, конечно, имеет ограниченный объем. Конденсация всех необходимых пленок производится за один цикл (без развакуумирования) при высоком вакууме, и на это тратится значительное время (*Мишин Ю.Н. и др.*, 2011). Важно получить максимальное количество ПТР за один цикл, потому что это снижает себестоимость ПТР и увеличивает их количество в одной партии, если партией считать ПТР, полученные за один цикл. Для выборки из партии определяются метрологические характеристики, которые распространяются на всю партию. Отсюда предельно малые габариты ПТР, которые обратно пропорциональны их количеству. Площадь активного элемента $0.3 \times 0.3 \text{ mm}^2$ была выбрана по указанным выше причинам и по многим другим (точность изготовления масок, точность их совмещения внутри камеры и др.). Так как для успешной конденсации субстрат должен быть нагрет до $350\text{--}400^{\circ}\text{C}$, в качестве материала для него была выбрана константановая холднокатаная лента, толщина которой здесь равна 0.008 мм. Выбор обосновывался тем, что эта лента широко распространена и легко обрабатывается с помощью литографии. Тензорезистивный элемент из моносульфида самария отделен от металлической ленты диэлектрической пленкой из монооксида кремния, толщина которой может колебаться в пределах 0.001–0.003 мм, в зависимости от шероховатости субстрата.

Для тепловых расчетов выбрано три типа ПТР, представленных на рисунках 1, 2 и 3. Они все имеют равные по площади и сопротивлению тензорезистивные элементы, которые в данном контексте уместно назвать



- а** – ПТР в плане;
б – продольный разрез ПТР;
в – увеличенный фрагмент ПТР;
г – модель ПТР.

рисунок 1. Полупроводниковый тензорезистор № 1

нагревательными элементами. ПТР находятся в рабочем состоянии, т.е. наклеены на металлическую деталь и запитаны равным по величине электрическим напряжением 5 В. У всех сопротивление 5000 Ом и, следовательно, на всех рассеиваются равные мощности 0.005 Вт; все имеют равные по габаритам и толщине полимерные подложки, изготовленные из лака ВЛ-931.

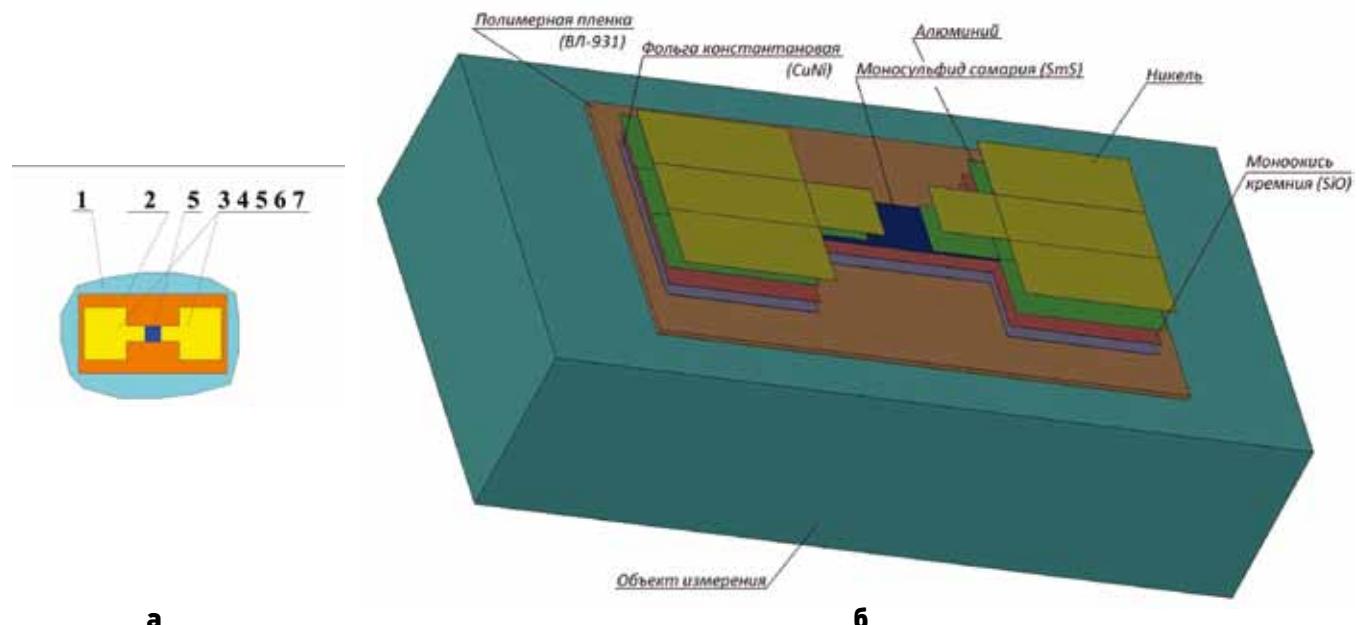
Итак, все три типа ПТР генерируют равные количества тепла, а различаются они эффективностью теплоотвода.

На рисунке 1 представлен ПТР № 1, его продольный разрез (а), вид в плане (б), увеличенный фрагмент (в) и выполненная в SolidWorks модель (г). ПТР наклеен на деталь 1. Полимерная подложка 2 формируется после высокотемпературных операций в вакуумной камере на носителе 3, который представляет собой

константановую фольгу (ленту) толщиной 0.008 мм; в плане он является прямоугольником, совпадающим по размерам с полимерной подложкой 2. С другой стороны на носителе 3 осаждены разделительная диэлектрическая пленка 4 из моноокси кремния (SiO) толщиной 0.002 мм, моносульфид самария (SmS) 5 толщиной 0.0005 мм, контактный металл алюминий (Al) 6 и никель (Ni), предназначенный для крепления выводов пайкой. Наглядная модель (г) дает хорошее представление о расположении слоев в ПТР.

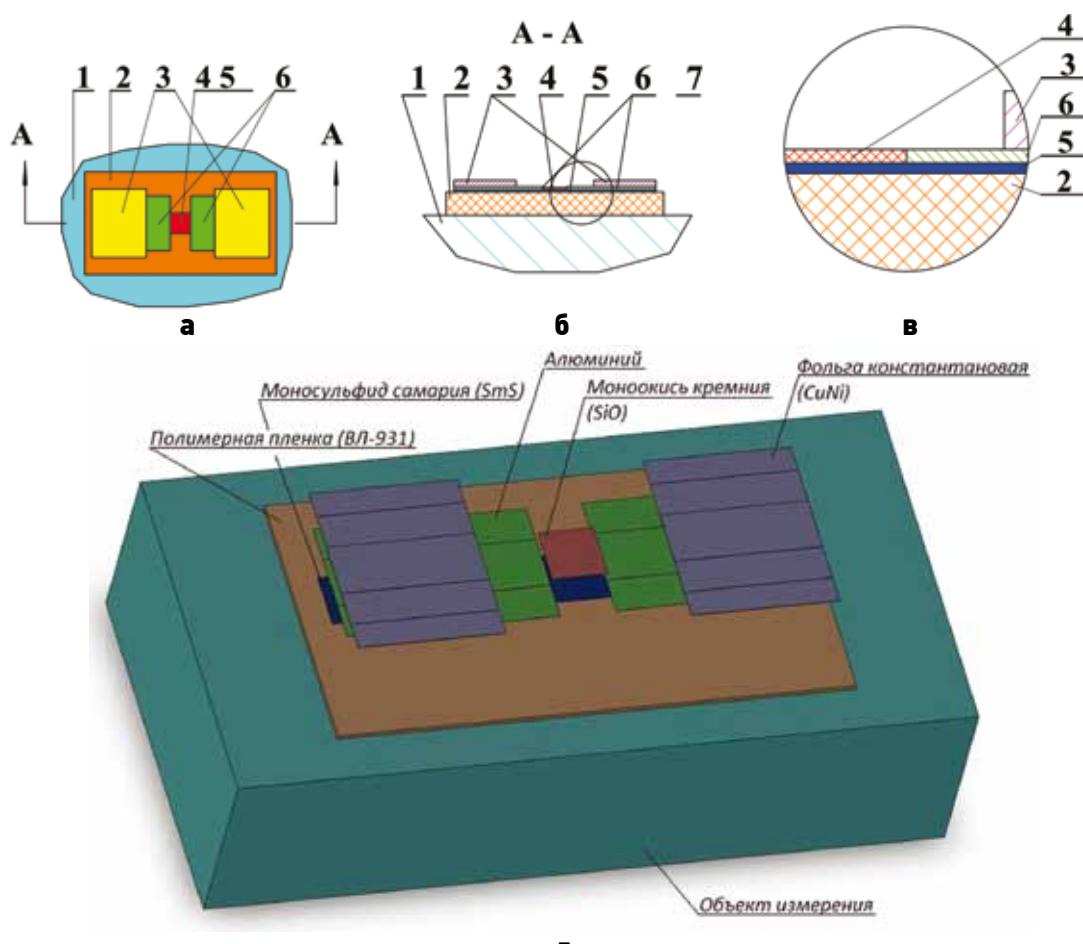
На рисунке 2 изображен ПТР № 2 в плане без разрезов, так как разрезы совпадают с разрезами на рисунке 1. Модель ПТР № 2 позволяет получить представление о форме и расположении слоев. Этот ПТР отличается от ПТР № 1 тем, что носитель 3, разделительная диэлектрическая пленка (SiO) 4 и тензочувствительная пленка

**ПОЛУПРОВОДНИКОВЫЕ ТЕНЗОРЕЗИСТОРЫ НА ОСНОВЕ МОНОСУЛЬФИДА САМАРИЯ
ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. САМОРАЗОГРЕВ**



a – ПТР № 2 в плане;
б – модель ПТР.

рисунок 2. Полупроводниковый тензорезистор № 2



а – ПТР в плане;
б – продольный разрез ПТР;
в – увеличенный фрагмент ПТР;
г – модель ПТР.

рисунок 3. Полупроводниковый тензорезистор № 3

(SmS) 5 имеют форму гантели. В тепловом отношении этот ПТР менее защищен от саморазогрева, чем модель № 1, так как «радиатор», в роли которого выступает металлический носитель, меньше по размерам.

Изображенный на рисунке 3 ПТР № 3 принципиально отличается от первых двух. На полимерной подложке 2 расположена тензочувствительная пленка 5. Кроме центральной рабочей части размером $0.3 \times 0.3 \text{ мм}^2$, она зашунтирована контактной пленкой алюминия 6 толщиной 0,0005 мм. Рабочая часть защищена диэлектрической пленкой из моноокиси кремния 4, а в качестве контактных площадок 3 используется часть удаленного из рабочей зоны носителя, т.е. константан толщиной 0,008 мм. Из всех рассмотренных моделей такой ПТР должен наиболее безупречно передавать деформацию объекта, на который он наклеен и от которого его не отделяет жесткий силовой элемент. В первых двух моделях таким элементом является носитель, модуль упругости которого на два порядка выше, чем у связующего. К жесткости и адгезионным характеристикам подложки и клея в этом случае предъявляются повышенные требования.

Но несмотря на очевидные преимущества третья модель лишена «радиатора» (носителя), и мы можем ожидать проблем с тепловыми явлениями.

2. Тепловой расчет трех типов ПТР

В данной работе представлен расчет теплового режима ПТР для случая кондуктивного теплообмена при постоянном выделении тепловой нагрузки.

Тепловыделение задано равномерно по време-

ни и по поверхности. Зоной теплонагружения является двухсторонняя площадка площадью $0,3 \times 0,3 \text{ мм}^2$ в центре пластины из моносульфида самария (SmS-пластина). Термовая нагрузка, рассеиваемая в рабочей зоне – 0,005 Вт. Объект измерения выполняет функцию радиатора большой теплоемкости, поскольку линейные размеры его многократно превышают размеры тензорезистора. Передача тепла осуществляется исключительно теплопроводностью через места контакта материалов.

В таблице 1 приведены значения толщины и теплопроводности для каждого материала тензорезистора. Модель рассматривается как сплошная среда. Материал каждого слоя является однородным, т.е. его свойства одинаковы во всех точках детали. Считается, что свойства материалов не зависят от влияющих величин, например от времени, температуры и др.

Для тепловых расчетов объектов исследования с учетом кондуктивного теплообмена была использована система моделирования и конечно-элементного анализа конструкций MSC.visualNastran for Windows. Данная система имеет многочисленные средства для создания и отображения геометрической, в том числе твердотельной, модели рассчитываемого объекта, обладает богатыми возможностями ее подготовки и редактирования с доступом ко всем свойствам большого набора конечных элементов.

Полный цикл анализа конструкций включает следующие основные этапы:

- разработку геометрии конструкции – геометрическое моделирование;
- задание характеристик материалов элементов конструкции;
- выбор типов конечных элементов и ввод их параметров;

таблица 1 – Характеристики материалов

№ слоя	материал	толщина слоя, мм	теплопроводность, Вт/(м·К)
1	АЛ19	1	117
2	полимерная пленка ВЛ-931	0,03	0,034
3	фольга константановая	0,003	22
4	моноокись кремния	0,002	1,38
5	моносульфид самария	0,0005	20
6	алюминий	0,0005	120
7	никель	0,002	94

ПОЛУПРОВОДНИКОВЫЕ ТЕНЗОРЕЗИСТОРЫ НА ОСНОВЕ МОНОСУЛЬФИДА САМАРИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. САМОРАЗОГРЕВ

- разбиение конструкции на конечные элементы;
- задание граничных условий – связей, налагаемых на конструкцию;
- формирование системы нагрузок, задание их значений или функциональных зависимостей от параметров модели;
- проверку корректности разработанной модели и, при необходимости, редактирование её характеристик;
- расчёт конструкции – конечно-элементный анализ;
- анализ результатов расчёта, форматирование их представления;
- вывод результатов на принтер, запись в файл или копирование в отчётные документы.

На основе базовой твердотельной модели в программе MSC.visualNastran было произведено разбиение основных поверхностей на элементы. При разбиении использовались четырёхугольные плоские элементы. На основе плоских элементов методами выдавливания (**Extrude**) и вытягивания (**Sweep**) была создана конечно-элементная сетка, состоящая из пространственных элементов. На промежуточных этапах в процессе создания конечно-элементной модели проводилось «сшивание» элементов. Модель с максимальным количеством разбиений содержит 7552 элементов и 9560 узлов. Общий вид итоговых расчетных моделей представлен на рисунке 4.

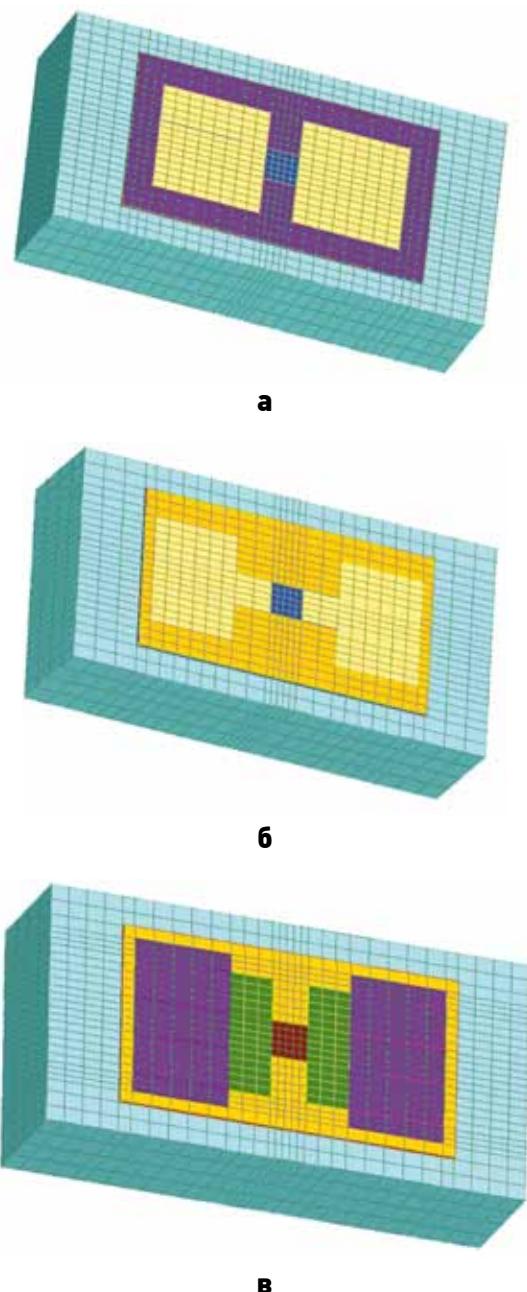
Границными условиями являются заданные в узлах температуры и тепловые нагрузки. Каждому элементу присвоены свои теплофизические характеристики.

В MSC.vNW с позиций задания опций теплового расчета выделяются два основных случая: анализ стационарных (линейных или нелинейных) задач – **Steady-State Heat Transfer** и нестационарных (также линейных или нелинейных) задач – **Transient Heat Transfer**.

Для расчётов теплового режима объектов исследования проводился анализ стационарных задач (**Steady-State Heat Transfer**).

В расчёте использованы два вида узловых нагрузок: температура T (**Temperature**) и тепловыделение (**Heat Generation**). На нижней границе объекта измерения задавалась постоянная температура, равная плюс 20°C. Тепловыделение задавалось в узлы как распределенная по SmS-пластине нагрузка.

Те поверхности, на которых не заданы температура или тепловые потоки, считаются свободными от тепловых нагрузок (теплоизолированными), что соответствует равенству нулю теплового потока или (по закону Фурье) градиента температуры по нормали к данной части



а – общий вид итоговой расчетной модели ПТР № 1;

б – общий вид итоговой расчетной модели ПТР № 2;

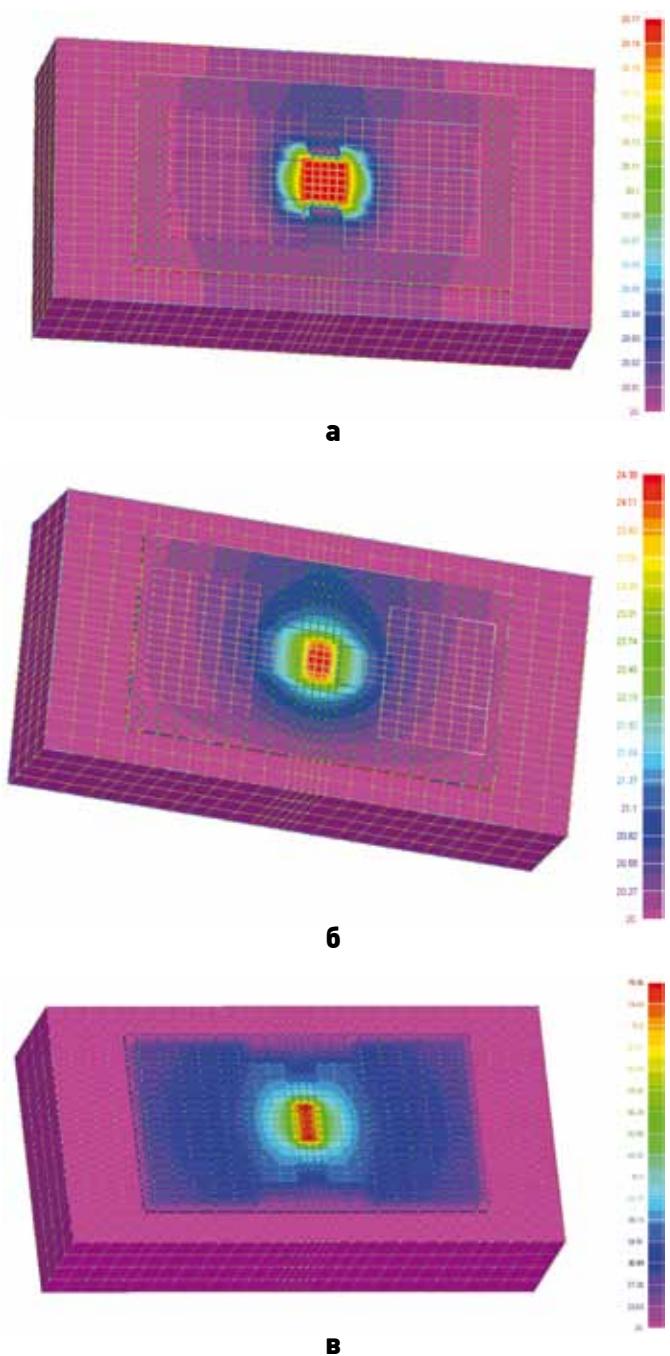
в – общий вид итоговой расчетной модели ПТР № 3.

рисунок 4. Общий вид итоговых расчетных моделей

поверхности.

Результаты теплового расчета систем, состоящих из объекта и ПТР №№ 1, 2 и 3 в программе MSC.visualNastran, представлены на рисунке 5.

В ПТР № 1 самая «горячая» зона, место расположения которой соответствует чувствительному элементу, – 20.17°C, т.е. приращение температуры составляет всего лишь 0.17°C. Соответствующая температура на ПТР № 2 – 24.38, а приращение температуры более серьезное – 4.38°C. Как и ожидалось, в ПТР № 3 чувствительный эле-



a – результаты теплового расчета объекта и ПТР № 1;
б – результаты теплового расчета объекта и ПТР № 2;
в – результаты теплового расчета объекта и ПТР № 3.

рисунок 5. Результаты теплового расчета

мент имеет наибольшую в ряду рассматриваемых конструкций температуру – 60.57°C и очень большое приращение температуры – 40.57°C.

Заключение

Расчеты подтвердили и наполнили содержанием умозрительно понятную картину. Первая модель имеет достаточно емкий тепловой аккумулятор в виде металлической пластины размером $2.8 \times 1.5 \times 0.008$ мм³, отсюда незначительный

нагрев тензочувствительного элемента. Но эта же пластина создает проблемы при передаче деформации объекта на чувствительный элемент ПТР. Упругое противодействие растяжению или сжатию может вызвать снижение коэффициента передачи и значительную ползучесть.

Вторая модель имеет менее емкий тепловой аккумулятор, а значит, более высокую температуру чувствительного элемента. Носитель (металлическая пластина) этого ПТР в месте расположения чувствительного элемента имеет ширину (0.3 мм), в пять раз меньшую, чем ПТР № 1, следовательно, во столько же раз уменьшится и противодействие деформации.

И, наконец, последняя модель (№ 3) вообще не имеет металлической пластины (носителя) в зоне расположения чувствительного элемента. Эта модель идеальна с точки зрения передачи деформации, но значительный нагрев чувствительного элемента приводит к необходимости принятия мер для снижения его температуры. Это возможно путем снижения мощности, которая рассеивается чувствительным элементом. Для этого есть два способа: увеличение электрического сопротивления и уменьшение напряжения питания, так как $W = U^2 / R$.

Расчетные величины: $U = 5$ В; $R = 5\,000$ Ом; $W = 0.005$ Вт.

Уменьшим напряжение питания и увеличим электрическое сопротивление в десять раз, тогда: $U = 0.5$ В; $R = 50\,000$ Ом; $W = 0.000005$ Вт.

Как видим, рассеиваемая чувствительным элементом мощность уменьшилась в тысячу раз. Таким образом, наиболее перспективными являются модели ПТР № 2 и ПТР № 3.

Список литературы

Володин Н.М., Каминский В.В., Мишин Ю.Н. Тензометрия на основе редкоземельных полупроводников в космических аппаратах (КА) // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 5. С. 51-56.

Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Симакин С.Б. и др. Исследование редкоземельного полупроводника на отечественной установке вакуумного напыления // Вакуумная техника и технология, 2011. Том 21. № 2. С. 78-79.

Мишин Ю.Н., Чухлов В.Д., Володин Н.М. и др. Доработка существующего оборудования для получения тонких поликристаллических пленок моносульфида самария (SmS) // Материалы VI международной научно-технической конференции. М.: ФГУП НИИ ВТ им. С.А. Векшинского, 2011. С. 172-175.

Полупроводниковые тензодатчики: перевод с англ. / Под ред. М. Дина. М., Л.: Энергия, 1965. 216 с.

Статья поступила в редакцию 10.01.2012 г.

О РАЦИОНАЛЬНОМ ВЫБОРЕ ЗАМКНУТОГО МАРШРУТА ПОЛЕТА ЛЕГКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ ПРОГНОЗА ВЕТРА

RATIONAL CHOICE OF LOOP FLIGHT ROUT FOR A LIGHTWEIGHT AIRCRAFT SUBJECT TO THE WIND FORECAST



Р.Ч. Таргамадзе, кандидат технических наук, ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки,
targamadze@laspace.ru;
R.Ch. Targamadze



Д.В. Моисеев, кандидат технических наук*,
moiseev801@mail.ru;
D.V. Moiseev**



С.К. Фам, аспирант*,
famvn@mai.ru;
S.K. Fam**

В статье предложена процедура выбора замкнутого маршрута полета легкого летательного аппарата с учетом прогноза ветра, сведенная к решению задачи коммивояжера по нахождению кратчайшего по времени полета замкнутого маршрута. На конкретном примере показано влияние направления ветра на вид оптимального решения.

Ключевые слова: задача коммивояжера; оптимальный замкнутый маршрут полета; прогноз ветра; планирование маршрута полета; легкий летательный аппарат.

The article covers the procedure of loop flight rout choice for a lightweight aircraft subject to the wind forecast; the procedure is boiled down to the Traveling Salesman Problem (ATSP) aimed at finding the shortest flight time of the loop flight rout. There is the concrete example of wind direction influence the optimal choice.

Key words: Traveling Salesman Problem (ATSP); optimum loop flight rout; wind forecast; flight track planning; lightweight aircraft.

Введение

В течение ряда лет НПО им. С.А. Лавочкина ведет работы по созданию беспилотных летательных аппаратов (БЛА) различных типов и назначения, включая аппараты микрокласса. На текущем этапе основные усилия направлены на решение вопросов управления полетом БЛА: отработку аппаратных и программных средств определения параметров движения, алгоритмов стабилизации и управления БЛА.

Фактически речь идет о разработке автоматизированного комплекса управления полетом (АКУП), в состав которого входят бортовой и наземный сегменты. Бортовой сегмент включает в себя пилотажно-навигационный блок: измерители параметров движения, автопилот, навигационный блок, рулевые приводы. Наземный сегмент представляет собой рабочее место оператора БЛА, являющееся совокупностью аппаратных и программных средств,

* Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Россия, г. Москва.

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

обеспечивающих наземную часть подготовки полета и взаимодействие оператора с БЛА на всех этапах его функционирования. В (*Таргамадзе Р.Ч. и др.* Основные направления исследований по разработке автоматизированного комплекса управления полетом беспилотного ЛА, 2010) описаны основные задачи, решаемые аппаратно-программным комплексом наземного сегмента АКУП. В данной статье подробно рассмотрена лишь одна из них – предполетная разработка маршрута движения аппарата. Важность этой задачи обусловлена тем, что рациональное (оптимальное) составление маршрута полета непосредственно повышает эффективность и надежность решения целевой задачи БЛА. При этом под целевой задачей понимается полет аппарата как носителя съемочной аппаратуры для ее доставки к интересующим потребителям участкам земной поверхности, их последующая съемка, а также возврат носителя в указанную точку. Таким образом, результатом операции мониторинга является получение целевой информации заданного качества об интересующих потребителя районах земной поверхности с сохранением БЛА для дальнейших операций.

1. Формализация и постановка задачи составления маршрута

Содержание и характер задачи составления маршрута полета существенно зависит от целевой обстановки. Под целевой обстановкой понимается совокупность исходных данных, определяющих размещение в пространстве, размеры и конфигурацию объектов наблюдения. В (*Таргамадзе Р.Ч. и др.* Основные направления исследований по разработке автоматизированного комплекса управления полетом беспилотного ЛА, 2010) описаны различные типы целевых обстановок, в частности в виде набора определенным образом расположенных локальных (точечных) и площадных объектов. В (*Таргамадзе Р.Ч. и др.* Требования к автоматизированному комплексу управления полетом перспективного беспилотного ЛА, 2010) было показано, что группа или несколько групп локальных объектов естественным образом интерпретируется как совокупность точек, расположенных на земной поверхности. Таким образом, наиболее интересные в практическом плане варианты размещения и конфигурации объектов наблюдения были сведены к одному базовому варианту, при котором на земной поверхности задается совокупность точек, которые должны быть связаны маршрутом поле-

та. Такой вариант задания целевой обстановки оказался наиболее общим. Итак, на местности в определенной системе координат задана группа точек. Известны также координаты точки старта (точка, из которой вылетает БЛА) и финиша (точка, в которой БЛА заканчивает полет). Предполагается, что эти точки совпадают. Задача сводится к нахождению наискорейшего замкнутого маршрута в виде ломаной, соединяющей все указанные точки. Расчет маршрута производится для аппарата, который движется на постоянной высоте с постоянной воздушной скоростью.

Очевидно, что приведенная выше формулировка задачи совпадает с формулировкой замкнутой задачи коммивояжера (*Сигал И.Х., Иванова А.П.*, 2003). Действительно, требуется найти замкнутый маршрут обхода точек без повторного захода в них, причем оптимальный маршрут должен обеспечить минимум затрат определенного ресурса на его реализацию. В данном случае под ресурсом понимается полетное время. Целесообразность минимизации времени облета заданной совокупности точек обусловлена следующими соображениями. Во-первых, это обеспечит экономию топлива и повышение оперативности доставки целевой информации. Во-вторых, снизит риск потери аппарата из-за перерасхода горючего против расчетной величины, т.е. повысит надежность успешного проведения операции (*Nicola Ceccarelli, John J. Enright, Emilio Fazzoli, Steven J.*, 2007).

2. Учет ветра при составлении матрицы коммивояжера

Особенностью обсуждаемой задачи маршрутизации является необходимость учета ветра, поскольку воздушная скорость аппаратов рассматриваемого типа сравнительно невелика. Одновременно с этим для них характерны небольшой радиус действия и непродолжительный по времени полет. Это позволяет использовать в качестве прогностической модели ветра такой ее простейший вариант, когда направление и скорость ветра полагаются постоянными для всей зоны и времени полета и соответствующими характеристикам ветра в точке старта.

Описанные в статье алгоритмы поиска оптимального маршрута предполагают априорное знание скорости и направления ветра на маршруте. При наземной подготовке маршрута во внимание принимаются параметры ветра на высоте полета, прогнозируемые в зависимости от скорости ветра на поверхности земли. Эти оценки могут отличаться от реальных вследствие,

О РАЦИОНАЛЬНОМ ВЫБОРЕ ЗАМКНУТОГО МАРШРУТА ПОЛЕТА ЛЕГКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ ПРОГНОЗА ВЕТРА

во-первых, влияния характера земной поверхности, во-вторых, отличия реального состояния атмосферы, например градиента температуры по высоте, от прогнозируемого. Это вызывает необходимость корректировки маршрута в процессе полета на основе вновь полученных оценок параметров ветра.

Вопросы оценки параметров ветра в полете выходят за рамки обсуждаемых в статье проблем. Отметим, что величина и направление скорости ветра могут определяться на основе прямого измерения вектора земной скорости БЛА бортовой навигационной системой (курсового угла и величины земной скорости), и вектора воздушной скорости (угла рыскания и величины воздушной скорости), которые наблюдаются бортовой инерциальной системой.

Для позиционирования точечных объектов используется связанная с земной поверхностью прямоугольная система координат Oxy . Ось Ox направлена на восток, а ось Oy на север. Положение начала координат связем с точкой «старт – финиш». Местоположение в принятой системе координат любого, например j -го объекта задается парой координат или вектором $\begin{pmatrix} x_j \\ y_j \end{pmatrix}$. Рассмотрим пару точек, обозначенных в системе координат Oxy как A и B . Их положение задано векторами $\bar{A} = \begin{pmatrix} x_A \\ y_A \end{pmatrix}$ и $\bar{B} = \begin{pmatrix} x_B \\ y_B \end{pmatrix}$. Направление от точки A к точке B совпадает с направлением вектора $\bar{AB} = \begin{pmatrix} x_{AB} \\ y_{AB} \end{pmatrix} = \bar{B} - \bar{A} = \begin{pmatrix} x_B - x_A \\ y_B - y_A \end{pmatrix}$.

Расстояние между точками A и B равно модулю вектора \bar{AB}

$$AB = \sqrt{x_{AB}^2 + y_{AB}^2} = \sqrt{(x_B - x_A)^2 + (y_B - y_A)^2}. \quad (1)$$

Ветер будет описываться вектором \bar{V}_e , модуль которого равен скорости ветра, а его направление соответствует направлению ветра. На плоскости, определяемой системой координат Oxy , направление ветра будем задавать углом α . Угол α отсчитывается от оси Ox в направлении против часовой стрелки в пределах от 0 до 180 градусов и в направлении по часовой стрелке в пределах от 0 до -180 градусов (рисунок 1). Таким образом, если α составляет 180 или -180 градусов, то речь идет об одном и том же направлении ветра – против оси Ox .

Проекции вектора \bar{V}_e на оси Ox и Oy определяются соответственно по формулам

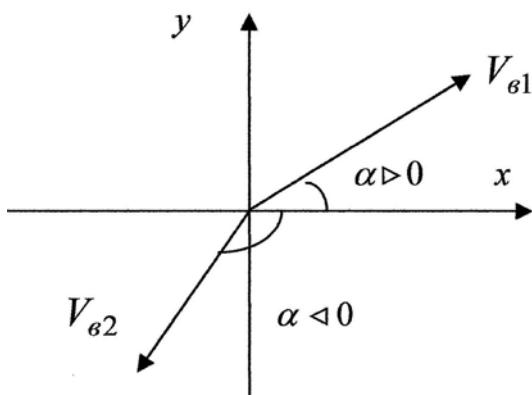


рисунок 1. Задание направления ветра

$$V_{ex} = V_e \cos \alpha,$$

$$V_{ey} = V_e \sin \alpha.$$

Элемент i, j матрицы коммивояжера равен времени, которое затратит БЛА на перелет из точки i в точку j в условиях действия ветра. Диагональные элементы матрицы полагаются равными бесконечности.

Особенностью матрицы коммивояжера, сформированной с учетом действия ветра, является то, что она оказывается несимметричной. Другими словами, элемент i, j такой матрицы не равен элементу j, i . Это понятно, поскольку ветер для любой пары объектов оказывается в одном направлении «попутным», а в обратном «встречным». Особым случаем является транзверзное к вектору AB направление ветра, при котором наддиагональный элемент матрицы коммивояжера равен соответствующему поддиагональному элементу. При расчете элемента i, j матрицы коммивояжера учитывается, что вектор скорости движения аппарата развернут относительно линии, соединяющей объект i с объектом j на определенный угол. Величина этого угла находится из условия «попадания» из точки i в точку j с учетом действия ветра.

Рассмотрим подробнее перелет из точки A в точку B с учетом действия ветра (рисунок 2). При этом используются следующие обозначения:

\bar{V}_{LA} – вектор скорости БЛА относительно воздушной массы;

\bar{V}_e – вектор скорости ветра (воздушной массы) относительно земной поверхности;

\bar{V} – вектор скорости БЛА относительно земной поверхности.

Таким образом, \bar{V} это скорость абсолютная, \bar{V}_{LA} – относительная, а \bar{V}_e – переносная. Известно, что $\bar{V} = \bar{V}_{LA} + \bar{V}_e$.

Эквивалентом последнего выражения являются два других соотношения. Первое из них оп-

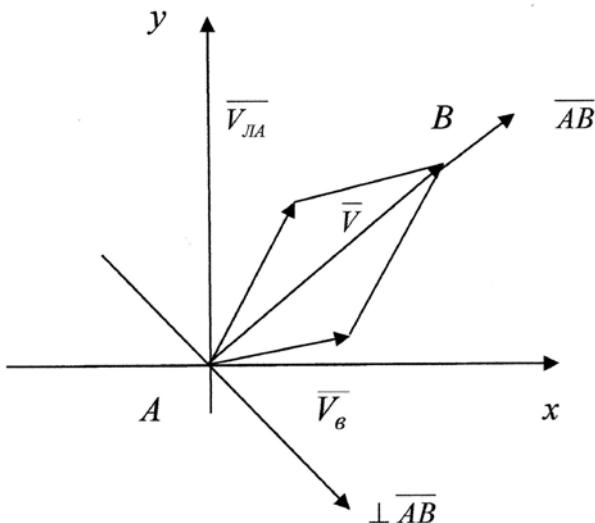


рисунок 2. Перелет между точками A и B с учетом действия ветра

пределяет модуль V вектора скорости \bar{V} как сумму проекций векторов \bar{V}_{LA} и \bar{V}_e на направление вектора \bar{AB}

$$V = np_{\bar{AB}} \bar{V}_{LA} + np_{\bar{AB}} \bar{V}_e. \quad (2)$$

Второе из вышеупомянутых соотношений выражает то обстоятельство, что проекции векторов \bar{V}_e и \bar{V}_{LA} на направление, определяемое вектором $\perp \bar{AB}$, который перпендикулярен вектору \bar{AB} , равны по величине и противоположны по знаку $np_{\perp \bar{AB}} \bar{V}_{LA} = -np_{\perp \bar{AB}} \bar{V}_e$. (3)

Второе слагаемое в (2) определяется по формуле $np_{\bar{AB}} \bar{V}_e = \frac{\bar{V}_e \cdot \bar{AB}}{AB} = \frac{V_{ex} x_{AB} + V_{ey} y_{AB}}{AB}$. (4)

При определении первого слагаемого в (2) учтем, что $V_{LA}^2 = (np_{\bar{AB}} \bar{V}_{LA})^2 + (np_{\perp \bar{AB}} \bar{V}_{LA})^2$,

$$\text{откуда находим } np_{\bar{AB}} \bar{V}_{LA} = \sqrt{V_{LA}^2 - (np_{\perp \bar{AB}} \bar{V}_{LA})^2}.$$

Или, с учетом (3), получаем

$$np_{\bar{AB}} \bar{V}_{LA} = \sqrt{V_{LA}^2 - (np_{\perp \bar{AB}} \bar{V}_e)^2}. \quad (5)$$

Неизвестное вычитаемое под радикалом можно определить по формуле

$$np_{\perp \bar{AB}} \bar{V}_e = \frac{\bar{V}_e \cdot \perp \bar{AB}}{\perp \bar{AB}} = \frac{V_{ex} x_{\perp AB} + V_{ey} y_{\perp AB}}{\sqrt{x_{\perp AB}^2 + y_{\perp AB}^2}}. \quad (6)$$

Здесь $\perp \bar{AB} = \begin{pmatrix} x_{\perp AB} \\ y_{\perp AB} \end{pmatrix}$ – вектор с произвольным модулем $\perp \bar{AB}$, перпендикулярный вектору \bar{AB} . Фактически вектор $\perp \bar{AB}$ нужен только для за-

дания направления, перпендикулярного направлению вектора \bar{AB} .

Координаты $x_{\perp AB}$ и $y_{\perp AB}$ определим с учетом условий ортогональности векторов $\perp \bar{AB}$ и \bar{AB}

$$x_{\perp AB} x_{AB} + y_{\perp AB} y_{AB} = 0. \quad (7)$$

Поскольку модуль вектора $\perp \bar{AB}$ может быть любым (важно лишь его направление), положим $x_{\perp AB} = 1$. Тогда (7) перепишется в виде

$$y_{\perp AB} = -\frac{x_{AB}}{y_{AB}}.$$

Таким образом, вектор $\perp \bar{AB}$ известен и формулу (6) можно записать в виде

$$np_{\perp \bar{AB}} \bar{V}_e = \frac{V_{ex} - V_{ey} \frac{x_{AB}}{y_{AB}}}{\sqrt{1 + \left(\frac{x_{AB}}{y_{AB}}\right)^2}}. \quad (8)$$

С учетом (8) формула (5) примет вид

$$\begin{aligned} np_{\bar{AB}} \bar{V}_{LA} &= \sqrt{V_{LA}^2 - \frac{\left(V_{ex} - V_{ey} \frac{x_{AB}}{y_{AB}}\right)^2}{1 + \left(\frac{x_{AB}}{y_{AB}}\right)^2}} = \\ &= \sqrt{V_{LA}^2 - \frac{\left(V_{ex} y_{AB} - V_{ey} x_{AB}\right)^2}{y_{AB}^2 + x_{AB}^2}}. \end{aligned}$$

Учитывая равенство (1), окончательно получим

$$\begin{aligned} np_{\bar{AB}} \bar{V}_{LA} &= \sqrt{V_{LA}^2 - \frac{\left(V_{ex} y_{AB} - V_{ey} x_{AB}\right)^2}{AB^2}} = \\ &= \sqrt{V_{LA}^2 AB^2 - \frac{\left(V_{ex} y_{AB} - V_{ey} x_{AB}\right)^2}{AB^2}}. \end{aligned} \quad (9)$$

С учетом (4) и (9), формулу (2) перепишем в виде

$$\begin{aligned} V &= \sqrt{V_{LA}^2 AB^2 - \frac{\left(V_{ex} y_{AB} - V_{ey} x_{AB}\right)^2}{AB^2}} + \\ &+ \frac{V_{ex} x_{AB} + V_{ey} y_{AB}}{AB}. \end{aligned} \quad (10)$$

Элемент AB матрицы коммивояжера равен времени t_{AB} , которое потребуется БЛА для перелета из точки A в точку B с учетом действия ветра

$$t_{AB} = \frac{AB}{V}.$$

О РАЦИОНАЛЬНОМ ВЫБОРЕ ЗАМКНУТОГО МАРШРУТА ПОЛЕТА ЛЕГКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ ПРОГНОЗА ВЕТРА

Последнее соотношение с учетом формулы (10) перепишем в виде

$$t_{AB} = \frac{AB^2}{\sqrt{V_{LA}^2 AB^2 - (V_{ex}y_{AB} - V_{ey}x_{AB})^2} + V_{ex}x_{AB} + V_{ey}y_{AB}}. \quad (11)$$

3. Модельный пример составления маршрута полета

Для наглядной демонстрации зависимости оптимального маршрута от скорости и направления ветра рассмотрим простейший пример составления маршрута облета четырех точек, координаты

таблица 1 – Координаты точек маршрута

n	1	2	3	4
x	10	3	9	20
y	0	8	6	15

которых приведены в таблице 1.

Для нахождения оптимального маршрута при конкретных значениях параметров ветра необходимо, используя формулу (11), составить матрицу коммивояжера и решить соответствующую задачу оптимизации. В данном случае из-за небольшого количества точек возможных конфигураций маршрута будет всего три. Это значит, что задача выбора оптимального маршрута может быть решена простым перебором. На рисунке 3 показано положение точек, каждой из которых присвоен оригинальный номер, а также изображена конфигурация маршрута 1–3–2–4–1. Очевидно, что возможны еще две конфигурации маршрутов, а именно 1–2–3–4–1 и 1–2–4–3–1.

Дальнейшие расчеты выполнены в предположении, что воздушная скорость БЛА составляет 70 км/час. В таблицах 2, 3 и 4 приведены результаты расчетов длительности полета (в часах) по возможным маршрутам в зависимости от направления ветра при скорости ветра 40 км/час, 50 км/час и 60 км/час соответственно. Для срав-

таблица 2 – Длительность полета по различным маршрутам при $V_w = 40$ км/час

маршрут	$V_w = 0$	$\alpha = 40^\circ$	$\alpha = 45^\circ$	$\alpha = 135^\circ$
1 – 2 – 3 – 4 – 1	0,7028	0,9812	0,9815	0,9198
1 – 2 – 4 – 3 – 1	0,7044	0,9830	0,9809	0,9263
1 – 3 – 2 – 4 – 1	0,6974	0,9911	0,9900	0,8995

таблица 3 – Длительность полета по различным маршрутам при $V_w = 50$ км/час

маршрут	$V_w = 0$	$\alpha = 40^\circ$	$\alpha = 45^\circ$	$\alpha = 135^\circ$
1 – 2 – 3 – 4 – 1	0,7028	1,2930	1,2935	1,1514
1 – 2 – 4 – 3 – 1	0,7044	1,2950	1,2909	1,1659
1 – 3 – 2 – 4 – 1	0,6974	1,3249	1,3225	1,1146

таблица 4 – Длительность полета по различным маршрутам при $V_w = 60$ км/час

маршрут	$V_w = 0$	$\alpha = 40^\circ$	$\alpha = 45^\circ$	$\alpha = 135^\circ$
1 – 2 – 3 – 4 – 1	0,7028	2,2351	2,2347	1,8115
1 – 2 – 4 – 3 – 1	0,7044	2,2372	2,2285	1,8604
1 – 3 – 2 – 4 – 1	0,6974	2,3518	2,3449	1,7299

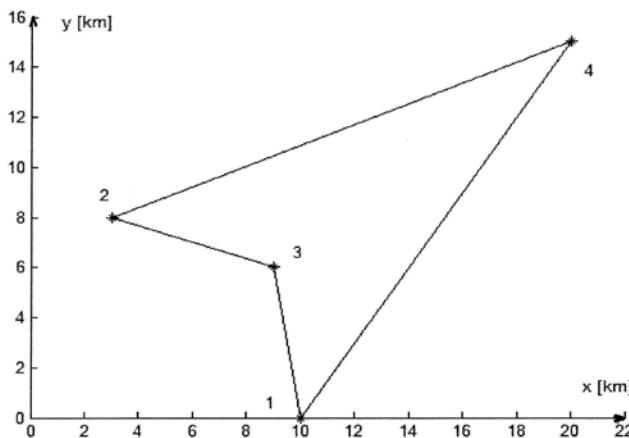


рисунок 3. Положение точек и конфигурация маршрута 1 – 3 – 2 – 4 – 1

нения в таблицах приведена длительность полета при отсутствии ветра (левый столбец).

Столбцы таблиц содержат продолжительности полета при юго-восточном ($\alpha = 135^\circ$), юго-западном ($\alpha = 45^\circ$) и близким к юго-западному ($\alpha = 40^\circ$) направлениях ветра. В каждом из столбцов выделена также минимальная продолжительность полета при данных значениях параметров ветра.

Из приведенных данных видно, что продолжительность полета существенно увеличивается для любого из возможных маршрутов с появлением ветра любого направления. В частности, если в зоне полета скорость ветра 40 км/час, то продолжительность полета возрастает в зависимости от формы маршрута и направления ветра на 30% – 40%. При скорости ветра 50 км/час увеличение продолжительности полета составит от 60% до 80%.

Различие в продолжительности полета при действии ветра меньше зависит от формы маршрута. В частности, из данных, приведенных в таблицах 2-4, следует, что для рассматриваемого примера при скорости ветра равной 40 км/час, продолжительность полета по маршрутам, отличающимся от оптимального, примерно на 1% больше продолжительности полета по оптимальному маршруту. При скорости ветра, рав-

ной 50 км/час и 60 км/час, продолжительность полета на неоптимальных маршрутах оказывается больше на 2,5% и 5% соответственно. Таким образом, продолжительность полета по маршруту чувствительна к соотношению между воздушной скоростью БЛА и скоростью ветра и наиболее заметно растет при приближении скорости ветра к воздушной скорости БЛА.

4. Процедура решения задачи маршрутизации и пример ее реализации

В вычислительном плане задача коммивояжера является достаточно трудоемкой. Действительно, для n точек существует всего $(n - 1)!$ возможных маршрутов. Их количество лавинно растет с увеличением размера задачи. Например, в случае 10 точек количество возможных вариантов маршрутов составит 362880, а при 11 – уже 3628800. Понятно, что при достаточно значительном количестве точек решить задачу маршрутизации «вручную» или, например, методом перебора не представляется возможным. Для решения рассмотренного примера был применен алгоритм, базирующийся на вычислительной схеме метода «ветвей и границ» (Корбут А.А., Сигал И.Х., Финкельштейн Ю.Ю., 1977).

Выбор данного метода обусловлен тем, что он, обеспечивая получение точного решения, выгодно отличается от «методов отсечений» (Ху Т., 1974) отсутствием ряда недостатков. Речь идет о необходимости выбора правила формирования «отсечений», а также о разрастании задачи по мере введения новых «отсечений». Кроме того, хотя теоретически сходимость алгоритмов, базирующихся на «методе отсечений» доказана, на практике часто приходится сталкиваться с проблемами «зацикливания» соответствующих вычислительных процедур.

Рассмотрим задачу маршрутизации для пятнадцати точек, расположенных так, как показано на рисунке 4. Каждой точке для определенности поставлен в соответствие номер с 1-го и до 15-го

таблица 5 – Координаты точек маршрута

n	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
x	0	-2	4	0,5	-9	-5,5	-8,5	-11	-15,5	-12	-15	-11	-10,5	-2,5	3
y	0	-4	-1,5	-4,5	-11	-13,5	-13,5	-16	-3,5	11	9,5	14,5	8,5	3,5	3

О РАЦИОНАЛЬНОМ ВЫБОРЕ ЗАМКНУТОГО МАРШРУТА ПОЛЕТА ЛЕГКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ ПРОГНОЗА ВЕТРА

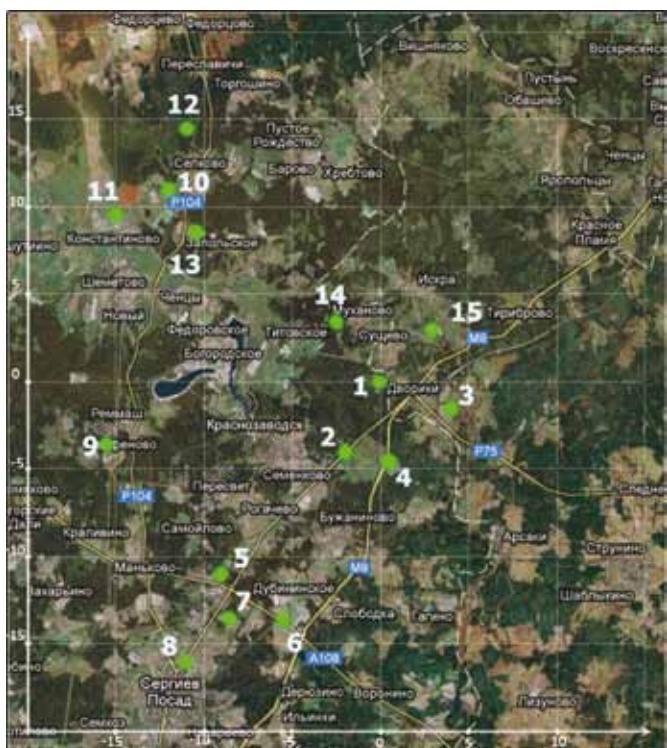


рисунок 4. Расположение точек маршрута



рисунок 5. Оптимальный маршрут для западного ветра

включительно.

Координаты пятнадцати точек маршрута приведены в таблице 5.

Результаты расчетов оптимальных маршрутов полета с учетом прогноза ветра в зоне полета сведены в таблицу 6. Там же приведено значение расчетной продолжительности полета по оптимальному маршруту T в часах.

При расчетах скорость БЛА принималась равной 70 км/час, а скорость ветра составляла 40 км/час. Было рассмотрено три варианта направления ветра (с запада на восток, с юго-запада на северо-восток и с юга на север) и получено соответственно три варианта маршрута, показанных на рисунках 5, 6, 7. Направление ветра на этих рисунках указано стрелкой.

При сравнении рисунков 5 и 6 хорошо видны различия в маршрутах, оптимальных соответственно для ветра, направленного с запада на вос-

ток и ветра, направленного с юго-запада на северо-восток. Эти изменения затронули отрезки маршрута связывающего точки 11, 10, 12 и 13.

При сравнении рисунков 6 и 7 видно, что изменение направления ветра с юго-западного на южное приводит к изменению маршрута между точками 14, 1, 15, 3, а также точками 5, 7, 8, 6.

Из сопоставления вариантов маршрутов, являющихся оптимальными для западного (рисунок 5) и южного направления ветра (рисунок 7), видно, что разница между ними оказалась наиболее существенной и затронула участки маршрута между точками 11, 10, 12, 13, точками 14, 15, 1, 3, а также точками 5, 7, 8, 6.

Заключение

1. В статье предложена методика нахождения наискорейшего замкнутого маршрута облета из-

таблица 6 – Оптимальные маршруты при различном направлении ветра

направление ветра	оптимальный маршрут	T
с запада на восток	1 – 15 – 3 – 4 – 2 – 6 – 7 – 8 – 5 – 9 – 11 – 10 – 12 – 13 – 14 – 1	1,64
с юго-запада на северо-восток	1 – 15 – 3 – 4 – 2 – 6 – 7 – 8 – 5 – 9 – 11 – 12 – 10 – 13 – 14 – 1	1,69
с юга на север	1 – 3 – 4 – 2 – 6 – 8 – 7 – 5 – 9 – 11 – 12 – 10 – 13 – 14 – 15 – 1	1,74

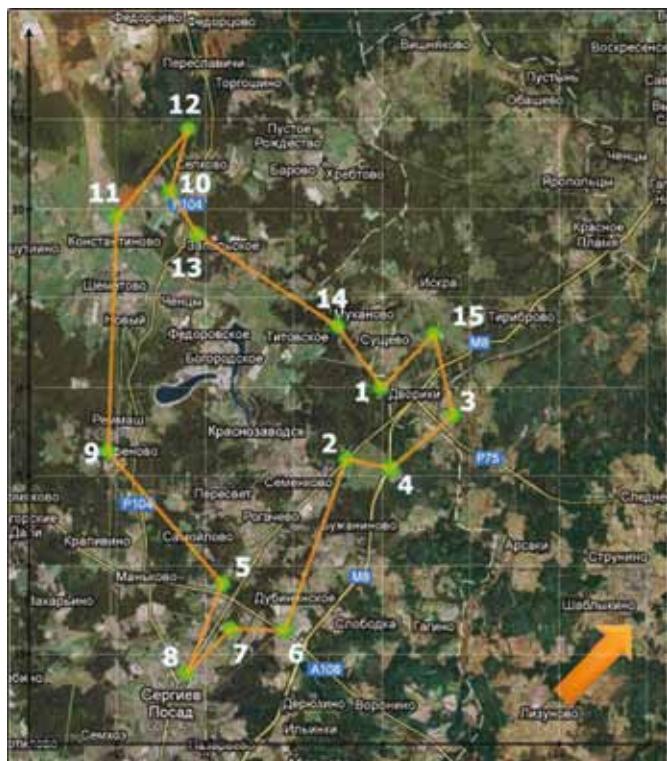


рисунок 6. Оптимальный маршрут для юго-западного ветра

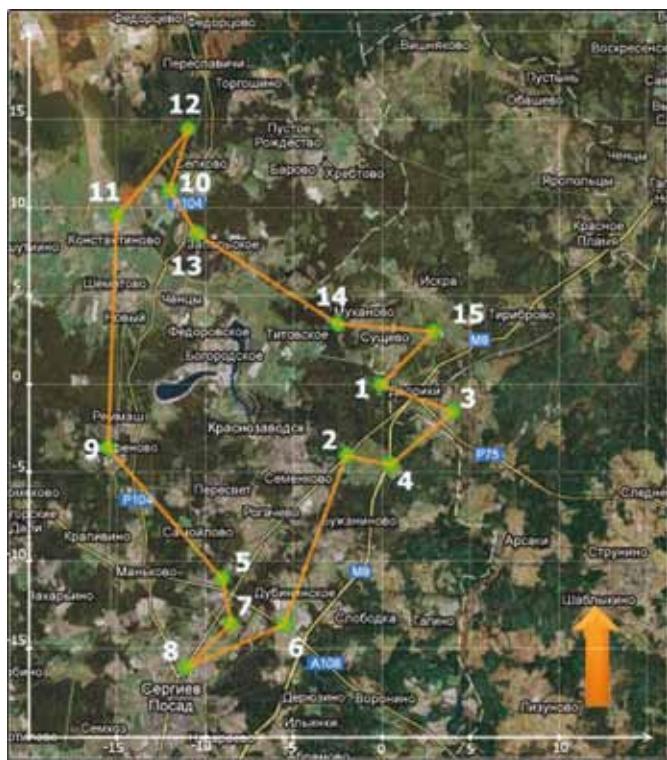


рисунок 7. Оптимальный маршрут для южного ветра

вестным образом расположенных точек с учетом прогноза скорости и направления ветра в зоне полета. На примерах показано, что вид оптимального маршрута существенно меняется при разных значениях параметров ветра.

2. Из полученных данных видно, что продол-

жительность полета заметно увеличивается для любого из возможных маршрутов при появлении ветра любого направления.

3. Величина выигрыша от выбора оптимального маршрута зависит от соотношения между воздушной скоростью БЛА и скоростью ветра и наиболее заметно растет при приближении скорости ветра к воздушной скорости БЛА. Кроме того, значение этого выигрыша чувствительно к характеру взаимоположения точек связываемых маршрутом.

4. Предложенный подход к формированию маршрута предполагает знание вектора скорости ветра на высоте полета. При наземной подготовке маршрута используются прогнозируемые параметры ветра, корректируемые в процессе полета на основе реальных измерений. Коррекция маршрута может осуществляться как на борту БЛА, так и на наземном пункте управления.

Статья подготовлена на основе материалов поисковой научно-исследовательской работы в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы. Государственный контракт № П932 от 04 июня 2010 г.

Список литературы

Nicola Ceccarelli, John J. Enright, Emilio Frazzoli, Steven J. Rasmussen and Corey J. Schumacher // Micro UAV Path Planning for Reconnaissance in Wind. Proceedings of the 2007 American Control Conference. New York City, USA, July 11-13, 2007. P. 5310-5315.

Корбут А.А., Сигал И.Х., Финкельштейн Ю.Ю. Метод ветвей и границ. Обзор теории, алгоритмов, программ и приложений // Math. Operation Forsch. Statist. Ser. Optimization, 1977. V. 8, № 2. P. 253-280.

Сигал И.Х., Иванова А.П. Введение в прикладное дискретное программирование: модели и вычислительные алгоритмы. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. 240 с.

Таргамадзе Р.Ч., Казмерчук П.В., Моисеев Д.В., Усачов В.Е. и др. Основные направления исследований по разработке автоматизированного комплекса управления полетом беспилотного ЛА // 15-я Международная научная конференция «Системный анализ, управление и навигация», 27 июня-4 июля 2010 года, Евпатория, Крым. Тезисы докладов. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 26-27.

Таргамадзе Р.Ч., Казмерчук П.В., Моисеев Д.В., Усачов В.Е. и др. Требования к автоматизированному комплексу управления полетом перспективного беспилотного ЛА // 9-я Международная конференция «Авиация и космонавтика-2010», 16-18 ноября 2010 года, Москва. Тезисы докладов. СПб.: Мастерская печати, 2010. С. 127-128.

Ху Т. Целочисленное программирование и потоки в сетях. М.: Мир, 1974. 520 с.

Статья поступила в редакцию 27.01.2012 г.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «ВЕСТНИК ФГУП «НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА» принимаются статьи, отвечающие профилю журнала.
2. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объем статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. 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,
 - домашний и рабочий телефоны (с кодом города),
 - сотовый (предпочтительней),
 - адрес электронной почты.

издатель
ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
ФГУП «НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА»

редактор В.В. Ефанов
технический редактор А.В. Савченко
корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова
художественное оформление журнала,
обложек, оригинал-макета -
«НПОЛ - ГРАФИК ДИЗАЙН»

подписано в печать 19.06.2012, формат 60x84 /₈
бумага офсетная. печать офсетная.
объем 10.0 печ. л., тираж 500 экз.
отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «ПОЛСТАР» (МАИ),
Волоколамское ш., д. 4, Москва А-80, ГСП-3, 125993



Страховая Акционерная Компания **ЭНЕРГОГАРАНТ**

Страховая акционерная компания «ЭНЕРГОГАРАНТ» на протяжении длительного времени сотрудничает с предприятиями ракетно-космической отрасли. Мы гордимся этим долгосрочным взаимовыгодным сотрудничеством и предлагаем Вам специальные условия добровольного страхования.

Сотрудникам предприятий ракетно-космической промышленности мы предоставляем дополнительную скидку в размере 15% на страхование квартиры, дачи или автомобиля.

Узнайте подробности в ближайшем офисе Страховой акционерной компании «ЭНЕРГОГАРАНТ».

+7 (495) 737 0330
www.energogarant.ru

НАША ЭНЕРГИЯ – ГАРАНТИЯ ВАШЕГО СПОКОЙСТВИЯ



ФЕДЕРАЛЬНОЕ
КОСМИЧЕСКОЕ
АГЕНТСТВО
НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ
ОБЪЕДИНЕНИЕ
имени С.А. Лавочкина



ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ДЛЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ
НАУЧНЫХ
ИССЛЕДОВАНИЙ

1



ИПО им. С.А. Лавочкина создано в 1957 г. Сотрудничество в первом проектировании ракет космического назначения и создании космических комплексов для фундаментальных научных исследований и привело к созданию предприятия в России по разработке и производству космических информационных систем:

- Направление деятельности:
 - Проектирование, изготовление и испытание автоматических космических комплексов для полетов в космос (планет, их спутников и межпланетных систем).
 - Радиобаина и изучение космоса с помощью радиотелескопов и радиолокаторов.
 - Подготовка космических аппаратов для полетов в космос.
 - Изучение состояния и состояния межпланетной среды.
 - Изучение излучений астрономии и геофизики.
 - Изучение и создание автоматических космических комплексов для земельной и угледобывающей промышленности.
 - Проектирование, изготовление и испытание ряда высадочных астрономических аппаратов, покоривших различные космические планеты.
 - Высадка живых организмов на различные планеты.
 - Межпланетные экспедиции и изучение планет.
 - Межпланетные экспедиции и изучение планет.

С 1960 года коллектив ИПО активно участвует в создании автоматических космических комплексов для фундаментальных исследований Плутона, Венеры, Марса. Созданные аппараты успешно осуществили полеты по Плутону («Вояджер-2»), Венере («Венера-9»), Марсу («Марс-3», «Марс-6», «Марс-7», «Марс-9», «Марс-10»). Внешний автоматический предполетный промежуточный модуль «Марс-9» образовал промежуточную доставку для зонда «Венера-15». Успешно прошли испытания межпланетного корабля «Марс-10».

В 2011 году запущен автоматический межпланетный аппарат «ЭкзоМарс-Т», астрофизический обсерватория «Спектр-Р» (Радиотелескоп). Ведется проектирование новых ОКА для миссий на Плутон («Плутон-Ровер», «Плутон-Бауэр»), планеты Марса («Марс-Марсо-1», «Марс-Марсо-2», «Марс-Гейзер», «Марс-Д-1»), а также тел-Солнечной системы («Венера», «Луна-Лорд», «Луна-Лорд-Альфа»), для изучения ледяных глыб в галактике («Спектр-РГ», «Спектр-РГ-Альфа»), а также для создания космической разведки страны («Биоком-Р», «Биоком-Д»).

Создается также космическая научно-исследовательская инфраструктура Агентства Космической промышленности космических разработчиков («Фонд») и разработчиков («Старт») космических услуг («Спутниково-радиотехнические системы» («Спутниково-радиотехнический центр»), «Платформа» («Платформа»), «Лаборатория» («Лаборатория»), «Логистика» («Логистика»), «Инновации» («Инновации»)).

В будущем ИПО им. С.А. Лавочкина будет сотрудничать с:



Россия, 141400,
Московская обл., г. Химки,
ул. Ленинградская, д. 24
тел.: +7(495) 575-67-44;
факс: +7(495) 575-30-95
приемная:
vestnik-ls.ru

1

в 2012 году выпущен первый том издания

В книге содержится описание методологии проектирования автоматических КА для фундаментальных научных исследований, а также методы расчета надувных космических конструкций, оптико-электронных комплексов и других служебных систем

рассмотрены межпланетные перелеты, специфические орбиты ИСЗ для астрономических и астрофизических исследований

в работе над книгой принимали участие ученые и инженеры, создавшие уникальные автоматические космические аппараты для фундаментальных научных исследований

этот монография полезна для специалистов, аспирантов и студентов по космической технике

книга выпущена под научной редакцией

д.т.н., профессора **В.В. Ефанова**, д.т.н., профессора **К.М. Пичхадзе**

рецензенты: член-корреспондент РАН **О.М. Алифанов**,
доктор технических наук, профессор **А.А. Любомудров**

издатель: ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

в 2013 году планируется выпуск второго тома

по вопросам приобретения книг обращаться:

141400 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24. Тел. (495) 575 54 69,

(495) 575 55 45; vestnik@iaspace.ru; ntb@iaspace.ru