

НОВЫЕ
ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЕ СПУТНИКИ ЗЕМЛИ
НИПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА

ЭЛЕКТРО-Л № 1

ЗАПУЩЕН 20 ЯНВАРЯ 2011 ГОДА
НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКУЮ ОРБИТУ

ЭЛЕКТРО-Л № 2

С УСОВЕРШЕНСТВОВАННОЙ
ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРОЙ
ЗАПУСК ПЛАНИРУЕТСЯ В 2014 ГОДУ

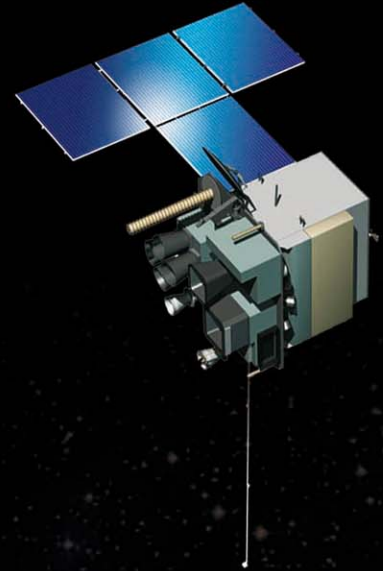
АРКТИКА-М

ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ
СЕВЕРНЫХ И ПОЛЯРНЫХ
РАЙОНОВ ЗЕМЛИ
ЗАПУСК ПЛАНИРУЕТСЯ
В КОНЦЕ 2015 ГОДА

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ СПУТНИК

ЭЛЕКТРО-М

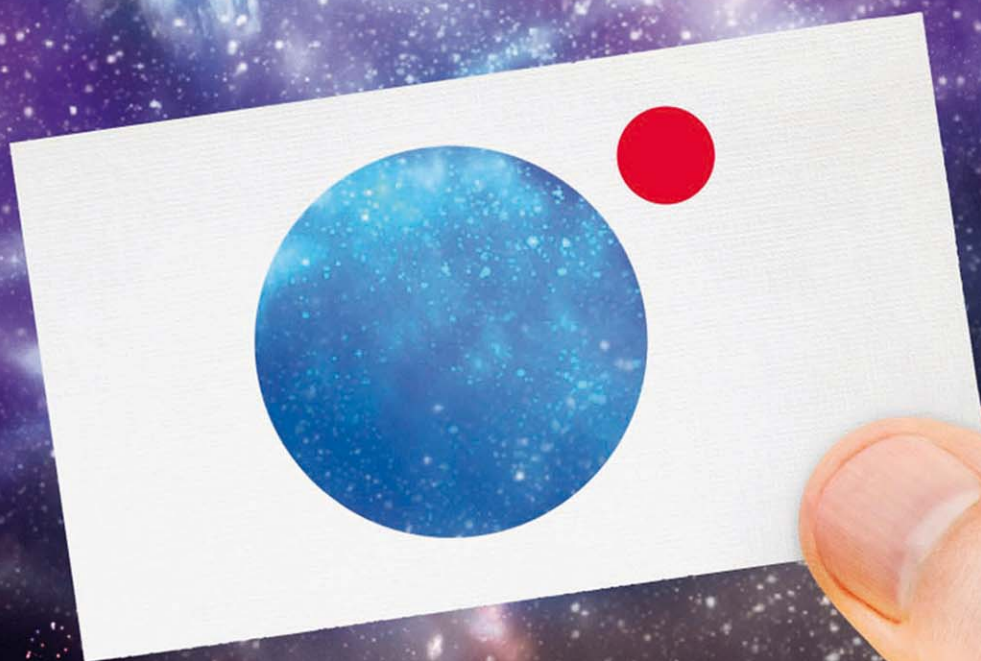
ЗАПУСК НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ
ПЛАНИРУЕТСЯ В 2021 ГОДУ



2014
С Новым Годом!

СПУТНИК

СТРАХОВОЙ ЦЕНТР



Реклама СЦ "СПУТНИК" Номер лицензии: С 3541 77

СТРАХОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

 +7 495 787 25 25

содержание

Бармин И.В., Данхэм Д.У., Кулагин В.П., Савиных В.П., Цветков В.Я. Кольца мусора в околоземном пространстве.....	4
Беляев Б.Б., Добрица Б.Т., Розин П.Е. Метод повышения точности оценки вектора состояния при управлении угловым движением космического аппарата в режиме стабилизации.....	11
Бирюков А.С., Добросовестнов К.Б., Пономарев К.Е. Анализ параметров механики разрушения гибкого элемента топливного компенсатора с учетом нелинейности.....	16
Шматов С.И., Мордвинкин А.С. Возмущающее воздействие солнечного излучения на космический аппарат «Спектр-РГ» на рабочей орбите.....	21
Гуревич Ю.А., Гусев П.И. Совершенствование антенн эллиптической поляризации по массово-габаритным характеристикам.....	26
Антропов Н.Н., Богатый А.В., Даньшов Ю.Т., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Нечаев И.Л., Попов Г.А., Семенихин С.А., Тютин В.К., Харламов В.С., Яковлев В.Н. Корректирующая двигательная установка с абляционным импульсным плазменным двигателем для малых космических аппаратов.....	33
Ершов А.Г. Настройка и юстировка встроенного устройства калибровки астродатчика для автоматических космических аппаратов.....	38
Константинов М.С., Орлов А.А. Оптимизация траектории перелёта космического аппарата с малой тягой для исследования Юпитера с использованием гравитационного манёвра у Земли.....	42
Улыбышев С.Ю. Анализ траекторий наведения пилотируемого возвращаемого аппарата в заданные районы посадки при аварии ракеты-носителя.....	47
Лишневицкий А.Э., Бенгин В.В. Методика краткосрочного прогноза динамики накопления поглощенной дозы на международной космической станции по данным системы радиационного контроля.....	54
Тимофеев А.Н., Асюшкин В.А., Грешилов П.А., Цвелев В.М., Потапова Т.К., Баженова О.П. Уникальный упрочнитель – борное волокно и его применение в космических конструкциях.....	60
Шибалов М.В., Ананьев А.И., Шутова А.С., Силиванчик В.Б. Сравнительное исследование эффективности традиционной и компьютерной радиографии при оценке качества продукции ракетно-космической промышленности.....	64
Матвеев Ю.А., Кудрявцев С.В., Примаков П.В. Концепция образовательной деятельности ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».....	68

журнал является рецензируемым изданием

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

ежеквартальный научно-технический журнал издается с 2009 года

адрес редакции:
141400 Московская обл. г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24
телефоны: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69
факс: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68
адрес электронной почты: VESTNIK@LSPACE.RU
адрес в интернете: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

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

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

редакционная коллегия

к.т.н.	П.А. Грешилов
	В.М. Давыдов
д.т.н.	К.А. Занин
к.э.н.	Х.Ж. Карчаев
к.т.н.	М.Б. Мартынов
к.т.н.	А.А. Моисеев
д.т.н.	А.Е. Назаров
к.э.н.	В.М. Романов
	А.В. Савченко
	С.Н. Солодовников

редакционный совет

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

чл.-корр. РАН **О.М. Алифанов**
д.ф.-м.н., профессор
В.В. Асмус

академик РАН **А.А. Боярчук**
д.т.н., профессор
Б.И. Глазов

академик РАН **Л.М. Зеленый**
чл.-корр. АНРТ **Х.И. Ибадинов**
д.т.н., профессор
А.А. Любомудров

академик РАН **М.Я. Маров**
д.т.н., профессор
Ю.А. Матвеев

д.т.н., профессор
В.Ю. Мелешко

д.ф.-м.н., чл.-корр. НАН Беларуси
О.Г. Пенязьков

академик РАН **Г.А. Попов**
д.т.н., профессор
В.Е. Усачов

д.т.н.
В.С. Финченко

д.т.н., профессор
Е.Н. Хохлачев

чл.-корр. РАН **Б.М. Шустов**
академик НАН Украины
Я.С. Яцик

журнал является рецензируемым изданием

учредитель

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

ISSN 2075-6941



13005



9 772075 694002

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

editorial board

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

editorial council

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

**the journal is
a reviewed publication**

f o u n d e r

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

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

Barmin I.V., Dunham D.W., Kulagin V.P., Savinykh V.P., Tsvetkov V.Ya. Debris rings in the near-Earth space.....	4
Belyaev B.B., Dobritsa B.T., Rozin P.E. Method for increasing the accuracy of the state vector estimation while controlling the angular motion of the spacecraft in the stabilization mode.....	11
Biryukov A.S., Dobrosovestnov K.B., Ponomarev K.E. Analysis of fracture mechanics parameters for fuel compensator flexible element considering nonlinearity.....	16
Shmatov S.I., Mordvinkin A.S. Perturbing effect of solar radiation on «Spektr-RG» spacecraft in operational orbit.....	21
Gurevich Yu.A., Gusev P.I. Enhancement of elliptical polarization antennas in terms of mass-dimensional parameters.....	26
Antropov N.N., Bogatyy A.V., Danshov Yu.T., Dyakonov G.A., Lyubinskaya N.V., Nechayev I.L., Popov G.A., Semenikhin S.A., Tyutin V.K., Kharlamov V.S., Yakovlev V.N. Correcting Propulsion System with Ablative Pulsed Plasma Thruster for Small Spacecraft.....	33
Ershev A.G. Adjustment and alignment of star tracker internal calibration device for unmanned spacecraft.....	38
Konstantinov M.S., Orlov A.A. Trajectory optimization of low-thrust Spacecraft for Jupiter research using Earth gravity assist maneuver.....	42
Ulybyshev S.Y. The analysis trajectories of guidance for the crew module to landing preset areas an emergency the launch vehicle.....	47
Lishnevskii A.E., Benghin V.V. Method for short-term forecast of absorbed doze accumulation dynamics at International Space Station based on radiation monitoring system data.....	54
Timofeev A.N., Asiyshkin V.A., Greshilov P.A., Tsvelev V.M., Potapova T.K., Bazhenova O.P. Unique reinforcer – boric filament and its application in space structures.....	60
Shibalov M.V., Ananyev A.I., Shutova A.S., Silivanchik V.B. Comparative study of efficiency of conventional and computerized radiography while making assessment of quality of rocket-and-space industry products.....	64
Matveev Yu.A., Kudryavtsev S.A., Primakov P.V. Concept of educational activities at Lavochkin Association.....	68

the journal is a reviewed publication

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

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

editorial office address:

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



ИСПЫТАНИЯ НА ЭМС

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ ИСПЫТАНИЙ

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

СОСТАВ КОМПЛЕКСА:

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

ОБЕСПЕЧИВАЕТ:

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



Реклама



КОЛЬЦА МУСОРА В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

И.В. Бармин,
профессор, доктор технических наук, член-корреспондент РАН, академик РАКЦ, МАА, Президент РАКЦ, ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры», Россия, Москва, svj2@list.ru;
I.V. Barmin

В.П. Савиных,
профессор, доктор технических наук, член-корреспондент РАН, академик РАКЦ, МАА*,
svj2@list.ru;
V.P. Savinykh**

В статье рассмотрена проблема образования космического мусора как скопления малых небесных тел в околоземном космическом пространстве. Описаны причины появления мусора в околоземном пространстве. Показано, что скопление мусора представляет собой кольцевые структуры. Анализируется статистика образования мусора и его пространственное распределение. Выдвигается гипотеза образования колец мусора в околоземном пространстве.

Ключевые слова: космические исследования; космическое пространство; малые небесные тела; кольца мусора.

ВВЕДЕНИЕ

11 января 2007 года (*Космический мусор*, 2013) на высоте 865 км китайская ракета уничтожила отработавший свой срок китайский спутник «Феньюнь», столкнувшись с ним встречным курсом (международный индекс 199-025A). В результате появилось 2989 новых обломков размером в несколько сантиметров и более. Это самая большая космическая авария в околоземном пространстве за последние годы. Она идентифицируется как умышленная.

Второй по числу осколков является авария российского спутника (международный индекс 1993-036A) (*Orbital Debris Management and Risk Mitigation – NASA*, 2013). 10 февраля 2009 года на высоте около 790 километров над северной частью Сибири зафиксирован первый случай столкновения двух искусственных спутников в космосе. Спутник связи «Космос-2251», запущенный в 1993 году и выведенный из эксплуатации, столкнулся с коммерческим спутником американской компании спутниковой связи Иридиум. В результате столкновения образовалось около 1371 обломков, большая часть

* Московский государственный университет геодезии и картографии, Россия, г. Москва.

DEBRIS RINGS IN THE NEAR-EARTH SPACE

В.П. Кулагин,
профессор, доктор технических наук, академик Российской Академии естественных наук, Московский институт электроники и математики Национального исследовательского университета Высшая школа экономики, Россия, Москва, kvp@miem.ru;
V.P. Kulagin

Д.У. Данхэм,
профессор, доктор наук в области астрономии, Лаборатория Прикладной Физики Университета имени Джона Хопкинса, США, Балтимор, штат Мэриленд, david-dunham@kinetx.com;
D.W. Dunham

В.Я. Цветков,
профессор, доктор технических наук, доктор экономических наук, академик РАКЦ*,
svj2@list.ru;
V.Ya. Tsvetkov**

The article considers a problem of space debris formation as accumulation of small space bodies in the near-Earth space.

Causes of their appearing in the near space are also described. It is shown that the debris accumulation presents a ring structure.

The article reviews a statistics of debris formation and their spatial distribution and also hypothesizes about debris rings formation in the near-Earth space.

Key words: space research; space; small space bodies; debris rings.

которых останется на прежней орбите. Она идентифицируется как случайная.

Не продолжая перечень фактов, отметим главное: важной является не только проблема наличия космического мусора, но и проблема его увеличения, соответственно увеличивающего опасность и риски космических полетов.

В утилитарном плане к космическому мусору относят «все, что летает» без всякой пользы (*Orbital Debris Management and Risk Mitigation – NASA*, 2013). В научном плане, к объектам космического мусора искусственного и естественного происхождения может быть применен термин «малые небесные тела».

1. Состояние проблемы

Появление малых небесных тел нового типа искусственного происхождения определяет новую область исследования космического пространства. Астрономы определяют эту область как специ-

** Moscow State University of Surveying and Cartography, Russia, Moscow.

фическую область астрономии, которая является промежуточной между метеорной астрономией и планетной астрономией, изучающей вещество Солнечной системы за пределами так называемой сферы действия Земли. Экологи определяют эту область как новую зону экологического изучения, лежащую за пределами Земли в околоземном космическом пространстве.

Первые исследования в систематическом слежении за объектами, находящимися в околоземном космическом пространстве (ОКП), были предприняты военными в СССР и США в рамках решения задач противоракетной и противокосмической обороны.

В обеих странах были созданы системы контроля околоземного пространства, оснащенные радарными дальнего обнаружения и оптическими инструментами. Задачи служб контроля состояла в обнаружении, позиционировании, сопровождении, получении изображений объектов, их идентификации и анализе информационной ситуации (*Tsvetkov V. Ya.*, 2012).

Сейчас службами контроля космоса зафиксировано и непрерывно отслеживается более 10 тыс. объектов, находящихся в ОКП. В основном это довольно крупные тела размером более 10 см. Около 8 тыс. объектов занесены в официальные каталоги. Действующие спутники (около 500) составляют лишь незначительную часть общего числа каталогизированных объектов на околоземных орбитах.

2. Анализ проблемы

Актуальность проблемы малых небесных тел, создающих космический мусор возрастает и требует все большего внимания и конкретных мер.

В узком смысле под космическим мусором понимают антропогенный мусор, т.е.:

- все искусственные объекты, которые не функционируют и никогда более не смогут служить никаким полезным целям;
- фрагменты или осколки в околоземном пространстве.

В широком смысле под космическим мусором понимают как антропогенный мусор, так и естественные космические объекты или их фрагменты, попавшие в сферу притяжения Земли и находящиеся в околоземном пространстве. Компоненты космического мусора являются опасным фактором воздействия на функционирующие космические аппараты, особенно пилотируемые.

В некоторых случаях крупные или содержащие на борту опасные (ядерные, токсичные и т.п.) материалы объекты космического мусора могут представлять прямую опасность и для Земли – при их неконтролируемом сходе с орбиты, неполном сгорании при прохождении плотных слоев атмосферы Земли и выпадении обломков на населенные пункты, промышленные объекты, транспортные коммуникации и т.п. (рисунок 1).

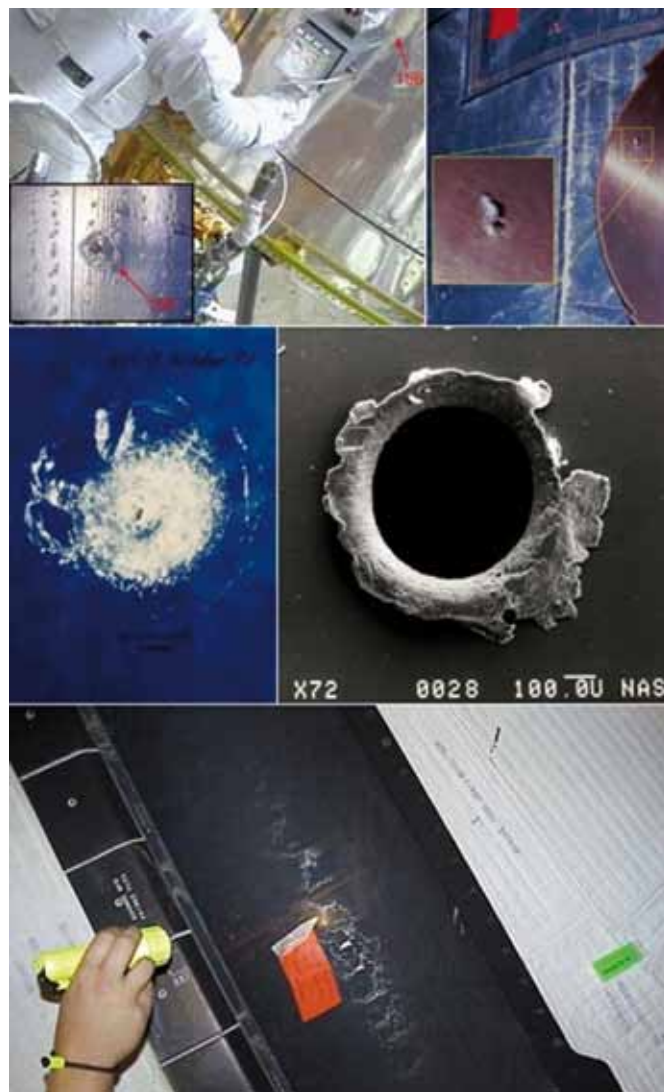


рисунок 1. Результаты столкновений космических аппаратов с космическими осколками (NASA/JSC Orbital Debris Program Office)

Проблема засорения околоземного космического пространства космическим мусором как чисто теоретическая возникла сразу после запусков первых искусственных спутников Земли в конце 50-х годов.

Официальный статус эта проблема получила после доклада Генерального секретаря ООН под названием «Воздействие космической деятельности на окружающую среду» 10 декабря 1993 г., где было отмечено, что проблема имеет международный, глобальный характер: нет засорения национального околоземного космического пространства, есть засорение космического пространства Земли, одинаково влияющее на все страны, прямо или косвенно участвующие в его освоении (*Микуша А.М., Рыхлова Л.В., Смирнов М.А.*, 2001).

Распределение космического мусора по высоте неоднородно, это связано с характером его происхождения.

Распределение плотности космического мусора в зависимости от удаления орбит от Земли (материалы из отчета *National Aeronautics and Space*

Administration Lyndon B. Johnson Space Center Houston, TX 77058 2004 г.) показано на рисунке 2.

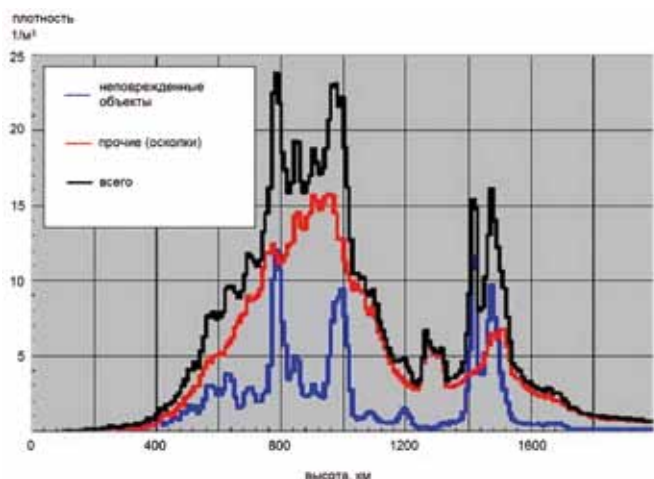


рисунок 2. Распределение космического мусора по высоте в расчете количество единиц на кубический метр

На рисунке приведены пересчитанные (по сравнению с первоисточником) (Малинников В.А., Савиных В.П., Цветков В.Я., 2009) данные упомянутого отчета, т.е. представлены данные не на куби-

ческий километр, а на кубический метр. По вертикали показано распределение количества единиц мусора на кубический метр, по горизонтали – расстояние в километрах. Очевидно, что при более чем 20 единицах мусора на 1 кубический метр столкновение космического аппарата с ним неизбежно. Данные приведены только по низкоорбитальным полетам.

Обращает на себя внимание слоистость распределения. По данным NASA, 37,7% мусора образовалось в результате аварий спутников и космических аппаратов.

В настоящее время вокруг нашей планеты вращается около 70-150 тысяч объектов размером от 1 до 10 см, частиц же менее 1 см в диаметре – миллионы.

Для оценки массы космического мусора воспользуемся статистикой аварий, которая ведется в NASA с 1961 года.

В таблице приведены данные об авариях на спутниках: указана страна, которой принадлежит спутник, масса спутника, даты запуска и аварии и параметры орбиты.

В таблице в статистике NASA для позиций 12-13 «Космос U-1, U-2» не указана масса. Примем ее минимальной для аппаратов этого класса, равной 400 кг.

таблица – Перечень аварий (1961-1998), засоряющих орбитальное пространство

№	название	страна	масса, кг	дата запуска	дата аварии	апогей, км	перигей, км	наклонение, град
1	TRANSIT 4A R/B	США	625	29.06.1961	29.06.1961	995	880	66.8
2	SPUTNIK 29	СССР	1500	24.10.1962	29.10.1962	260	200	65.1
3	ATLAS CENTAUR 2	США	4600	27.11.1963	27.11.1963	1785	475	30.3
4	Космос 50	СССР	4750	28.10.1964	05.11.1964	220	175	51.2
5	Космос 57	СССР	5500	22.02.1965	22.02.1965	425	165	64.8
6	Космос 61-63 R/B	СССР	1600	15.03.1965	15.03.1965	1825	260	56.1
7	OV2-1/LCS2 R/B	США	2555	15.10.1965	15.10.1965	790	710	32.2
8	Космос 95	СССР	400	04.11.1965	15.01.1966	300	180	48.4
9	OPS 3031	США	4	15.02.1966	15.02.1966	270	150	96.5
10	GEMINI 9 ATDAR/B	США	3400	01.06.1966	06.1966	275	240	28.8
11	AS-203	США	26600	05.07.1966	05.07.1966	215	185	32.0
12	Космос U-1	СССР	NA	17.09.1966	17.09.1966	855	140	49.6
13	Космос U-2	СССР	NA	02.11.1966	02.11.1966	885	145	49.6
14	Космос 199	СССР	5500	16.01.1968	24.01.1968	355	200	65.6
15	APOLLO 6 R/B	США	30000	04.04.1968	13.04.1968	360	200	32.6
16	Космос 249	СССР	1400	20.10.1968	20.10.1968	2165	490	62.3
17	Космос 252	СССР	1400	01.11.1968	01.11.1968	2140	535	62.3
18	Космос 248	СССР	1400	19.10.1968	01.11.1968	545	475	62.2
19	МЕТЕОР 1-1 R/B	СССР	1440	26.03.1969	28.03.1969	850	460	81.2
20	INTELSAT 3F-5 R/B	США	1100	26.07.1969	26.07.1969	5445	270	30.4
21	OPS 7613 R/B	США	600	30.09.1969	04.10.1969	940	905	70.0
22	NIMBUS 4 R/B	США	600	08.04.1970	17.10.1970	1085	1065	99.9
23	Космос 374	СССР	1400	23.10.1970	23.10.1970	2130	530	62.9
24	Космос 375	СССР	1400	30.10.1970	30.10.1970	2100	525	62.8
25	Космос 397	СССР	1400	25.02.1971	25.02.1971	2200	575	65.8

26	Космос 462	СССР	1400	03.12.1971	03.12.1971	1800	230	65.7
27	Салют 2 R/B	СССР	4000	03.04.1973	03.04.1973	245	195	51.5
28	Космос 554	СССР	6300	19.04.1973	06.05.1973	350	170	72.9
29	NOAA 3 R/B	США	840	06.11.1973	28.12.1973	1510	1500	102.1
30	Космос 699	СССР	3000	24.12.1974	17.04.1975	445	425	65.0
31	LANDSAT1 R/B	США	800	23.07.1972	22.05.1975	910	635	98.3
32	PAGEOS	США	55	24.06.1966	12.07.1975	5170	3200	85.3
33	NOAA 4 R/B	США	900	15.11.1974	20.08.1975	1460	1445	101.7
34	Космос 758	СССР	5700	05.09.1975	06.09.1975	325	175	67.1
35	Космос 777	СССР	3000	29.10.1975	25.01.1976	440	430	65.0
36	LANDSAT 2 R/B	США	900	22.01.1975	09.02.1976	915	740	97.8
37	Космос 844	СССР	5700	22.07.1976	25.07.1976	355	170	67.1
38	Космос 886	СССР	1400	27.12.1976	27.12.1976	2295	595	65.8
39	Космос 884	СССР	6300	17.12.1976	29.12.1976	320	170	65.0
40	Космос 862	СССР	1250	22.10.1976	15.03.1977	39645	765	63.2
41	Космос 838	СССР	3000	02.07.1976	17.05.1977	445	415	65.1
42	HIMAWARI 1 R/B	США	900	14.07.1977	14.07.1977	2025	535	29.0
43	Космос 839	СССР	650	08.07.1976	29.09.1977	2100	980	65.9
44	Космос 931	СССР	1250	20.07.1977	24.10.1977	39665	680	62.9
45	Космос 970	СССР	1400	21.12.1977	21.12.1977	1140	945	65.8
46	NOAA 5 R/B	США	900	29.07.1976	24.12.1977	1520	1505	102.0
47	Космос 903	СССР	1250	11.04.1977	08.06.1978	39035	1325	63.2
48	ЭКРАН 2	СССР	1750	20.09.1977	25.06.1978	35800	35785	0.1
49	Космос Ю 30	СССР	1250	06.09.1978	10.10.1978	39760	665	62.8
50	Космос 880	СССР	650	09.12.1976	27.11.1978	620	550	65.8
51	Космос 917	СССР	1250	16.06.1977	30.03.1979	38725	1645	62.9
52	Космос 1124	СССР	1250	28.08.1979	09.09.1979	39795	570	63.0
53	Космос 1094	СССР	3000	18.04.1979	17.09.1979	405	380	65.0
54	Космос 1 Ю 9	СССР	1250	27.06.1979	02.1980	39425	960	63.3
55	CAT R/B	ESA	1400	24.12.1979	04.1980	33140	180	17.9
56	Космос 1174	СССР	1400	18.04.1980	18.04.1980	1660	380	66.1
57	LANDSAT 3 R/B	США	900	05.03.1978	27.01.1981	910	900	98.8
58	Космос 1261	СССР	1250	31.03.1981	04.1981	39765	610	63.0
59	Космос 1191	СССР	1250	02.07.1980	14.05.1981	39255	1110	62.6
60	Космос 1167	СССР	3000	14.03.1980	15.07.1981	450	355	65.0
61	Космос 1275	СССР	800	04.06.1981	24.07.1981	1015	960	83.0
62	Космос 1305 R/B	СССР	1100	11.09.1981	11.09.1981	13795	605	62.8
63	Космос 1247	СССР	1250	19.02.1981	20.10.1981	39390	970	63.0
64	Космос 1285	СССР	1250	04.08.1981	21.11.1981	40100	720	63.1
65	NIMBUS 7 R/B	США	900	24.10.1978	26.12.1981	955	935	99.3
66	Космос 1260	СССР	3000	20.03.1981	08.05.1982	750	450	65.0
67	Космос 1220	СССР	3000	04.11.1980	20.06.1982	885	570	65.0
68	Космос 1306	СССР	3000	14.09.1981	12.07.1982	405	380	64.9
69	Космос 1286	СССР	3000	04.08.1981	29.09.1982	325	300	65.0
70	Космос 1423 R/B	СССР	1100	08.12.1982	08.12.1982	425	235	62.9
71	Космос 1217	СССР	1250	24.10.1980	12.02.1983	38830	1530	65.2
72	Космос 1481	СССР	1250	08.07.1983	09.07.1983	39225	625	62.9
73	Космос 1355	СССР	3000	29.04.1982	08.08.1983	395	360	65.1

КОЛЬЦА МУСОРА В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

74	Космос 1456	СССР	1250	25.04.1983	13.08.1983	39630	730	63.3
75	Космос 1405	СССР	3000	04.09.1982	20.12.1983	340	310	65.0
76	Космос 1317	СССР	1250	31.10.1981	28.01.1984	39055	1315	62.8
77	WESTAR 6 R/B	США	2200	03.02.1984	03.02.1984	310	305	28.5
78	PALAPAB2 R/B	США	2200	03.02.1984	06.02.1984	285	275	28.5
79	ASTRON ULLAGE MOTOR	СССР	55	23.03.1983	03.09.1984	1230	220	51.5
80	Космос 1461	СССР	3000	07.05.1983	11.03.1985	890	570	65.0
81	Космос 1654	СССР	5700	23.05.1985	21.06.1985	300	185	64.9
82	P-78/SOLWIND	США	850	24.02.1979	13.09.1985	545	515	97.6
83	Космос 1375	СССР	650	06.06.1982	21.10.1985	1000	990	65.8
84	Космос 1691 (1695)	СССР	220	09.10.1985	22.11.1985	1415	1410	82.6
85	Космос 1714 R/B	СССР	9000	28.12.1985	28.12.1985	830	165	71.0
86	NOAA8	США	1000	28.03.1983	30.12.1985	830	805	98.6
87	Космос 1588	СССР	3000	07.08.1984	23.02.1986	440	410	65.0
88	USA 19	США	930	05.09.1986	05.09.1986	745	210	39.1
89	USA 19 R/B	США	1455	05.09.1986	05.09.1986	610	220	22.8
90	SPOT 1 R/B	ESA	1400	22.02.1986	13.11.1986	835	805	98.7
91	Космос 1278	СССР	1250	19.06.1981	12.1986	37690	2665	67.1
92	Космос 1682	СССР	3000	19.09.1985	18.12.1986	475	385	65.0
93	Космос 1813	СССР	6300	15.01.1987	29.01.1987	415	360	72.8
94	Космос 1866	СССР	5700	09.07.1987	26.07.1987	255	155	67.1
95	AUSSAT K3/ECS 4 R/B	ESA	1200	16.09.1987	19.09.1987	36515	245	6.9
96	Космос 1769	СССР	3000	04.08.1986	21.09.1987	445	310	65.0
97	Космос 1646	СССР	3000	18.04.1985	20.11.1987	410	385	65.0
98	Космос 1823	СССР	1500	20.02.1987	17.12.1987	1525	1480	73.6
99	Космос 1656 ULLAGE MOTOR	СССР	55	30.05.1985	05.01.1988	860	810	66.6
100	Космос 1906	СССР	6300	26.12.1987	31.01.1988	265	245	82.6
101	Космос 1916	СССР	5700	03.02.1988	27.02.1988	230	150	64.8
102	Космос 1045 R/B	СССР	1360	26.10.1978	09.05.1988	1705	1685	82.6
103	Космос 2030	СССР	5700	12.07.1989	28.07.1989	215	150	67.1
104	Космос 2031	СССР	6000	18.07.1989	31.08.1989	365	240	50.5
105	FENGYUN 1-2 R/B	Китай	1000	03.09.1990	04.10.1990	895	880	98.9
106	Космос 2101	СССР	6000	01.10.1990	30.11.1990	280	195	64.8
107	USA 68	США	855	01.12.1990	01.12.1990	850	610	98.9
108	Космос 1519-21 ULLAGE MOTOR	СССР	55	29.12.1983	04.02.1991	18805	340	51.9
109	Космос 2125-32 R/B	СССР	1435	12.02.1991	05.03.1991	1725	1460	74.0
110	NIMBUS 6 R/B	США	900	12.06.1975	01.05.1991	1105	1095	99.6
111	Космос 2163	СССР	6000	09.10.1991	06.12.1991	260	185	64.8
112	Космос 1710-12 ULLAGE MOTOR	СССР	55	24.12.1985	29.12.1991	18885	655	65.3
113	OV2-5 R/B	США	2555	26.09.1968	21.02.1992	35810	35100	11.9
114	Космос 2054 ULLAGE MOTOR	СССР	55	27.12.1989	07.1992	27650	345	47.1
115	Космос 1603 ULLAGE MOTOR	СССР	55	28.09.1984	05.09.1992	845	835	66.6
116	ГОРИЗОНТ 17 ULLAGE MOTOR	СССР	55	26.01.1989	17.12.1992	17575	195	46.7
117	Космос 2227 R/B	РФ	9000	25.12.1992	26.12.1992	855	845	71.0
118	ГОРИЗОНТ 18 ULLAGE MOTOR	СССР	55	05.07.1989	12.01.1993	36745	260	46.8

119	Космос 2225	РФ	6000	22.12.1992	18.02.1993	280	225	64.9
120	Космос 2237 R/B	РФ	9000	26.03.1993	28.03.1993	850	840	71.0
121	TELECOM 2B/INMARSAT 2 R/B	ESA	1800	15.04.1992	21.04.1993	34080	235	4.0
122	Космос 2243	РФ	5700	27.04.1993	27.04.1993	225	180	70.4
123	Космос 2259	РФ	5700	14.07.1993	25.07.1993	320	175	67.1
124	Космос 1484	СССР	1800	24.07.1983	18.10.1993	595	550	97.5
125	Космос 2262	РФ	6000	07.09.1993	18.12.1993	295	170	64.9
126	CLEMENTINE R/B	США	2860	25.01.1994	07.02.1994	295	240	67.0
127	OPS 9331-34 R/B	США	2555	01.07.1967	08.02.1994	33675	33250	11.7
128	ASTRA 1B/MOP2R/B	ESA	1760	02.03.1991	27.04.1994	17630	205	6.8
129	Космос 2133 ULLAGE MOTOR	СССР	55	12.02.1991	07.05.1994	21805	225	46.6
130	Космос 2204-06 ULLAGE MOTOR	РФ	55	30.07.1992	08.11.1994	19035	480	64.8
131	RS-15 R/B	РФ	3100	26.12.1994	26.12.1994	2200	1880	64.8
132	ETS-VI R/B	Япония	3000	28.08.1994	31.03.1995	4840	100	28.6
133	ELEKTRO ULLAGE MOTOR	РФ	55	31.10.1994	11.05.1995	35465	155	46.9
134	Космос 2282 ULLAGE MOTOR	РФ	55	06.07.1994	21.10.1995	34930	280	47.0
135	ГОРИЗОНТ 22 ULLAGE MOTOR	СССР	55	23.11.1990	14.12.1995	13105	170	46.5
136	РАДУГА33 R/B	РФ	2600	19.02.1996	19.02.1996	36505	240	48.7
137	ITALSAT 1/EUTELSAT 2 F2 R/B	ESA	1760	15.01.1991	04.05.1996	30930	235	6.7
138	STEP II R/B	США	97	19.05.1994	03.06.1996	820	585	82.0
139	CERISE	Франция	50	07.07.1995	24.07.1996	675	665	98.1
140	Космос 1883-85 ULLAGE MOTOR	СССР	55	16.09.1987	01.12.1996	19120	335	64.9
141	ЭКРАН ULLAGE MOTOR	СССР	55	27.12.1987	22.05.1997	22975	310	46.6
142	Космос 2313	РФ	3000	08.06.1995	26.06.1997	325	210	65.0
143	Космос 2343	РФ	6000	15.05.1997	16.09.1997	285	225	65.0
144	Космос 1869	РФ	1900	16.07.1987	27.11.1997	635	605	83.0
145	Космос 1172	СССР	1250	12.04.1980	23.12.1997	5125	75	61.8
146	ASIASAT 3 R/B	РФ	2600	24.12.1997	25.12.1997	35995	270	51.0
147	МОЛНИЯ 3-16	СССР	1600	09.06.1981	05.02.1998	7670	85	62.1
148	ELEKTRON 1/2R/B	СССР	1440	30.01.1964	13.02.1998	56315	90	56.2
149	МЕТЕОР 2-16 R/B	СССР	1360	18.08.1987	15.02.1998	960	940	82.6
150	SKYNET 4B/ASTRA 1A R/B	ESA	1760	11.12.1988	17.02.1998	35875	435	7.3
151	COMETS R/B	Япония	3000	21.02.1998	21.02.1998	1880	245	30.0
152	Космос 2109-11 ULLAGE MOTOR	СССР	55	08.12.1990	14.03.1998	18995	520	65.1
153	Космос 1987-89 ULLAGE MOTOR	СССР	55	10.01.1989	03.08.1998	19055	340	64.9

Анализ таблицы показывает, что с 1961 года по 1998 масса космического мусора только за счет зарегистрированных аварий спутников составила 387856 кг. В пересчете на массу общего количества мусора эта величина на начало 1999 года составляла 1028796 кг. В расчете на год масса мусора увеличивается на 27 тонн в год.

Какими методами фиксируются скопления космического мусора? Это химический анализ, радиоло-

кационный и оптический.

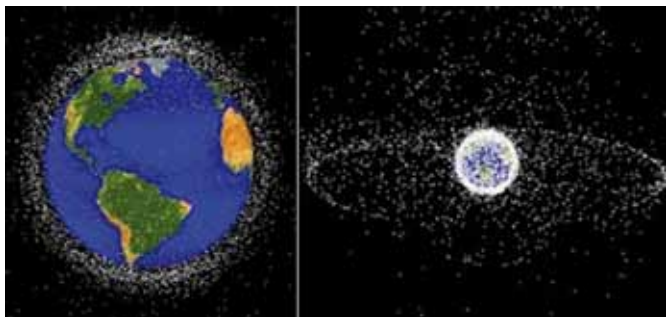
Какие проблемы не учитываются при современном контроле космического мусора?

Первая проблема более обсуждаема. Это «чистка космических трасс». Основная цель борьбы с космическим мусором в рамках этой проблемы – устранение его с дороги космических аппаратов в основном путем сжигания в атмосфере или сбрасывания на поверхность Земли. То, что такой подход

может нанести вред поверхности Земли и экологии в целом, специалистов по освоению космического пространства волнует мало.

Вторая проблема – проблема возможной неустойчивости одних орбит нахождения мусора и его концентрации на неких определенных устойчивых орбитах (Малинников В.А., Савиных В.П., Цветков В.Я., 2009). Эта проблема пока широко не обсуждается. Математически показано, что при наличии кратности частоты вращения тела с частотой вращения Земли возникает резонансный эффект. Земля «захватывает» объект в поле ее тяготения и «сбивает» его с неустойчивой орбиты на устойчивую. Этот эффект пока мало исследован. Однако теория показывает, что это приведет к формированию неких колец из мусора подобно кольцам Сатурна.

Траектории космического мусора вокруг Земли приведены на рисунке 3.



рисунк 3. Траектории космического мусора на низких и высоких орбитах

На снимке слева – тела, обитающие от самых низких орбит до высоты 2 тысячи километров, справа – объекты в районе геосинхронной орбиты.

Прослеживаются «кольца», однако пока этот вопрос относится к сфере теории, практики им не занимаются.

Не все космические кольца имеют чисто космическое происхождение. С начала 90-х годов было выявлено уплотнение мелких частиц (с помощью инфракрасной съемки) на орбитах вблизи 100-900 километров с 65-градусным наклоном. Эти частицы являются результатом активной деятельности ядерных реакторов (*Orbital Debris Management and Risk Mitigation – Nasa*, 2013), т.е. результатом наземной деятельности человека.

3. Гипотеза

Анализ движения ИСЗ в поле тяготения привел к выводу о наличии неких потенциальных ям, которые служат основой скопления мусора.

А.А. Багровым (Багров А.А., 2008) исследованы вопросы неустойчивости траекторий ИСЗ в гравитационном поле Земли; им проведено определение амплитуд и периодов резонансных возмущений в области сепаратрис; доказана и получена зависимость движения ИСЗ в области сепаратрисы.

Для динамических систем с размерностью фазового пространства больше двух устойчивые и неустойчивые многообразия седловых состояний равновесия и (или) седловых предельных циклов называются многомерными сепаратрисами или сепаратрисными многообразиями. Многомерные сепаратрисы могут разделять фазовое пространство на области притяжения различных аттракторов

В ходе изучения вопросов неустойчивости траекторий ИСЗ А.А. Багров прежде всего исследовал неустойчивость орбит ИСЗ. Полученные им результаты можно перенести на вопросы устойчивости движения любых небесных тел в гравитационном поле: наличие двух зон устойчивых колец космического мусора может свидетельствовать о наличии двух аттракторов в околоземном пространстве; один из механизмов образования неустойчивости или устойчивости – резонансные явления в гравитационном поле.

ВЫВОДЫ

Проблема космического мусора признается всеми странами. Однако в этой области преобладает сугубо технический подход, который сводится к фиксации и подсчету числа тел, образующих мусор, и их массе.

Практически не ведутся работы по анализу устойчивых и неустойчивых орбит, на которых скапливается мусор. Это требует внимания со стороны научной общественности и проведения исследований в этой области.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Багров А.А. Разработка методики по использованию острорезонансной теории движения ИСЗ для уточнения параметров геопотенциала: дис. канд. техн. наук: специальность 25.00.32 – Геодезия. М.: МИИГАиК, 2008. 164 с.

Космический мусор. URL: <http://ru.wikipedia.org/wiki> (дата обращения: 01.04.2013).

Малинников В.А., Савиных В.П., Цветков В.Я. Космическая экология: космический мусор в околоземном пространстве // Международная научно-техническая конференция, посвященная 230 летию МИИГАиК: сб. М.: МИИГАиК. 2009. С. 105-106.

Микуша А.М., Рыхлова Л.В., Смирнов М.А. Загрязнение космоса // Вестник РАН. 2001. Т. 71, № 1. С. 26-31.

Orbital Debris Management and Risk Mitigation – NASA. URL: http://www.valador.com/wp-content/themes/agivee_valador/publications/pdf/ODM_iBook.pdf (дата обращения: 09.05.2013).

Tsvetkov V.Ya. Information Situation and Information Position as a Management Tool // European Researcher. 2012. V. 36, № 12-1. P. 2166-2170.

Статья поступила в редакцию 23.08.2013 г.

МЕТОД ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ОЦЕНКИ ВЕКТОРА СОСТОЯНИЯ ПРИ УПРАВЛЕНИИ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В РЕЖИМЕ СТАБИЛИЗАЦИИ

METHOD FOR INCREASING THE ACCURACY OF THE STATE VECTOR ESTIMATION WHILE CONTROLLING THE ANGULAR MOTION OF THE SPACECRAFT IN THE STABILIZATION MODE



Б.Б. Беляев,
кандидат технических наук,
ФГУП «НПО им.
С.А. Лавочкина», Россия,
Московская область, г. Химки,
bbb@laspace.ru;
B.B. Belyaev



Б.Т. Добрица,
кандидат технических наук,
доцент, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
Россия, г. Москва,
dbtsup1@gmail.com;
B.T. Dobritsa



П.Е. Розин,
ООО «НПП ДАУРИЯ»,
Россия, г. Москва,
rozinpe@yandex.ru;
P.E. Rozin

Метод основан на выделении свободного движения из измеряемого управляемого движения космического аппарата (КА), находящегося в режиме стабилизации относительно неподвижной системы координат, с последующим переводом измерений управляемого движения на свободное движение, обработкой этих данных методом наименьших квадратов с целью улучшения текущей оценки вектора состояния. Данный метод применим для любого закона управления ориентацией КА, находящегося в режиме стабилизации относительно неподвижной системы координат. В качестве примера показано применение этого способа в системе управления ориентацией КА, использующей в контуре управления наблюдатель Люэнбергера с получением информации об ориентации от измерительных приборов, вносящих шумовую составляющую в измерение управляемого движения.

Ключевые слова: точность оценки вектора состояния; система управления ориентацией; режим стабилизации; метод наименьших квадратов; шум измерений.

ВВЕДЕНИЕ

При разработке систем ориентации и стабилизации большинства современных космических аппаратов предъявляются повышенные требования к ориентации КА и точности стабилизации его углового положения относительно заданного направления. Соответственно повышаются требования к качеству тех оцениваемых

The method is based on separation of the free motion from the controlled and measured motion of the spacecraft (SC), while being in the stabilization mode relative to the fixed coordinate system, with the subsequent transfer of the controlled motion measurements to the free motion and with processing these data by the least square method to improve the current estimate of the state vector.

This method is applicable to any control law of spacecraft attitude in the stabilization mode relative to the fixed coordinate system.

As an example it is shown how to apply this method to the spacecraft attitude control system, which uses the Luenberger state observer in the control circuit, with the acquisition of information about spacecraft attitude from measurement devices, adding a noise component to the controlled motion measurements.

Key words: exactness of estimation of the state vector; attitude control system; stabilization mode; least-squares method; noise of the measuring.

параметров углового движения, которые необходимы для осуществления управления движением КА. Обычно эти параметры рассматриваются как составляющие вектора состояния объекта.

Так, для аппарата, находящегося в режиме стабилизации, этот вектор можно представить в виде

$\bar{x}(t) = (\varphi, \dot{\varphi})^T$, где $\varphi(t)$ – вектор углового отклонения осей КА от их заданного положения.

Случайные ошибки измерения переменных состояния средствами измерительных приборов системы ориентации могут ухудшить качество функционирования системы, например, точность стабилизации КА. Кроме того, не все переменные состояния доступны непосредственным измерениям.

В этом случае для оценки не поддающихся прямому измерению составляющих вектора состояния обычно используют наблюдатель состояния, который осуществляет восстановление переменных состояния.

Все наблюдающие устройства обладают фильтрующими свойствами, что в какой-то степени позволяет снизить влияние шумовых погрешностей приборных измерений на точность процесса стабилизации. Наиболее широко известны наблюдающие устройства, оценивающие переменные состояния при оптимальном сглаживании (фильтры Калмана).

Исторически сложилось так, что при проектировании систем ориентации предпочтение отдавалось применению фильтра Калмана, например (Павлова А.Н. и др., 2013). Этому вопросу посвящено много работ. Так, в работе (Farrencopf R.L., 1978) о применении фильтра Калмана в системе ориентации КА приводятся аналитические оценки погрешности вектора состояния до получения измерительной информации (априорная оценка) и после её получения и проведения на её основе коррекции (апостериорная оценка).

Но все наблюдающие устройства, точнее сказать – их алгоритмическая реализация, в большинстве случаев являются одношаговыми и учитывают предысторию процесса лишь косвенным образом.

При функционировании на орбите КА система ориентации постоянно осуществляет формирование управляющих сигналов на исполнительные органы с целью поддержания требуемой ориентации осей КА. Создаваемые управляющие воздействия являются известными, поскольку их величины рассчитываются на борту КА. Следовательно, существует возможность учитывать при необходимости не только эти данные, но и их предысторию.

Статистическая обработка большого количества измерений, входящих в предысторию, теоретически позволяет получать более точную информацию о текущем угловом положении КА.

Применение статистической обработки наиболее широко используется в баллистических приложениях, например (Назаренко А.И., 2012), но не используется для задач ориентации.

Таким образом, возникает вопрос о разработке метода использования предыстории вектора состояния и предыстории, содержащей информацию об управлении, с целью уточнения данных о текущем векторе состояния объекта, что позволит получить более высокие точностные характеристики системы управления КА.

Исходя из вышесказанного, сформулируем постановку задачи следующим образом: используя данные о предыстории изменения вектора состояния объекта

и управляющих воздействиях, прикладываемых к КА в процессе стабилизации, разработать метод, позволяющий осуществлять уточнение текущего вектора состояния КА с целью повышения точностных характеристик системы управления.

Будем рассматривать космический аппарат как твердое тело, которое под действием управляющих моментов, создаваемых исполнительными органами системы управления ориентацией, совершает заданное угловое движение относительно центра масс. Движение центра масс и моменты от сил внешних возмущений, действующих на КА в полете, при исследовании стабилизации не учитываем.

Система управления ориентацией включает в свой состав бортовую вычислительную машину (БВМ), которая осуществляет обработку информации, поступающей от измерительных устройств с тактом T_n , и вырабатывает сигнал управления u , который подается на исполнительные органы с тактом τ .

Для описания углового движения КА введем следующие системы координат: опорную неподвижную, определяемую звездами, и связанную, с началом в центре масс КА и осями, совпадающими с главными центральными осями инерции КА.

Движение КА в связанной системе координат описывается динамическими уравнениями Эйлера.

Для описания движения КА в опорной системе координат уравнения Эйлера необходимо дополнить либо кинематическими уравнениями Эйлера-Крылова, либо кватернионным уравнением, как принято в работе (Амелькин Н.И., 2000), либо иными способами описания кинематики вращательного движения.

Учитывая, что угловые скорости КА малы (а именно этим характеризуется режим стабилизации), можно линеаризовать динамические уравнения, пренебрегая членами, содержащими произведение скоростей, и рассматривать уравнения движения КА относительно каждой связанной оси независимо по каждому каналу в виде

$$J\dot{\omega} = u, \quad (1)$$

где ω – проекция вектора угловой скорости КА на соответствующую связанную ось;

J – момент инерции КА вокруг этой связанной оси;

u – управляющий момент, действующий на КА относительно этой оси.

Рассмотрим вектор состояния объекта $\bar{x}(t) = (\varphi, \dot{\varphi})^T$, где $\varphi(t)$ – вектор углового отклонения (определяется кинематическими уравнениями). Учитывая малость углов отклонения связанной системы координат от опорной при стабилизации КА, можно нелинейные кинематические уравнения тоже линеаризовать и положить $\dot{\varphi} = \omega$.

Будем полагать, что управление, подаваемое на исполнительные органы, неизменно в течение всего такта τ и определяет управляющий момент u , также неизменный в течение этого такта.

Поэтому линеаризованное уравнение (1) и линеаризованные кинематические уравнения можно записать в пространстве состояний по каждому каналу управ-

ления в виде линейного разностного уравнения

$$\varphi_i = \varphi_{i-1} + \dot{\varphi}_{i-1} \cdot \tau + \frac{\tau^2}{2J} \cdot u_{i-1}, \quad (2)$$

$$\dot{\varphi}_i = \dot{\varphi}_{i-1} + \frac{\tau}{J} \cdot u_{i-1}.$$

1. Разработка метода учета предыстории измерений вектора состояния

Предлагаемый метод применим к линейным системам и основан на свойствах такого рода систем.

Согласно определению (*Директор С. и др.*, 1974), «Система называется линейной, если она линейна относительно нулевого состояния, линейна относительно входного воздействия и удовлетворяет условию декомпозиции».

Движение линейной системы, подчиненное свойству декомпозиции, можно рассматривать как совокупность движений: y_0 – свободного движения системы при заданных ненулевых начальных условиях; y_u – движения системы под действием управляющих воздействий при нулевых начальных условиях. То есть полное управляемое движение линейной системы описывается соотношением $y = y_0 + y_u$.

Система, определяемая уравнением (2), является линейной, поэтому к ней применим предлагаемый метод, основанный на свойстве декомпозиции.

Полагая известными начальные условия $\varphi_0, \dot{\varphi}_0$ в момент начала управляемого движения и управляющий момент в каждый текущий i -й момент времени, можно получить следующие рекуррентные соотношения для определения $\varphi_i, \dot{\varphi}_i$:

$$\varphi_i = \varphi_0 + i \cdot \tau \cdot \dot{\varphi}_0 + \frac{\tau^2}{J} \sum_{k=1}^i (i - k + \frac{1}{2}) u_k, \quad (3)$$

$$\dot{\varphi}_i = \dot{\varphi}_0 + \frac{\tau}{J} \sum_{k=1}^i u_k.$$

Введем следующие обозначения:

$$F_i = \frac{\tau^2}{J} \sum_{k=1}^i (i - k + \frac{1}{2}) u_k, \quad (4)$$

$$W_i = \frac{\tau}{J} \sum_{k=1}^i u_k.$$

Рассмотрим уравнения (3) положив $F_i, W_i = 0$. Тогда эти уравнения будут описывать свободное движение системы, происходящее за счет начальных условий вектора состояния $\bar{x} = (\varphi_0, \dot{\varphi}_0)^T$. Следовательно, слагаемые $F_i, W_i \neq 0$ (уравнение (4)) можно считать движением системы за счет действия управления при нулевых начальных условиях.

Применяя свойство декомпозиции, можно из уравнений управляемого движения системы получить свободное движение, вычитая из уравнений (3) соответственно F_i и W_i . Тогда уравнение, описывающее свободное движение, будет иметь вид

$$\varphi_i^{cs} = \varphi_0 + i\tau \cdot \dot{\varphi}_0. \quad (5)$$

Это уравнение является линейной функцией времени $t = i\tau$, где $i = 0 \dots n$.

Необходимо подчеркнуть, что на управляющее воздействие $u(t)$ не накладывается никаких ограничений, кроме постоянства управления $u(t)$ на каждом интервале времени от t_k до t_{k+1} (на каждом такте управления).

Это означает, что формирование управления может осуществляться любым способом, удовлетворяющим поставленной цели управления. Например, программное управление (без обратной связи), управление стабилизацией положения КА с использованием информации наблюдателя Люэнбергера или фильтра Калмана, с оценкой не поддающихся прямому измерению составляющих вектора состояния.

Сущность излагаемого метода повышения точности оценки переменных состояния за счет учета предыдущих измерений движения объекта можно пояснить следующим образом.

Положим, что проводится n последовательных измерений углового положения КА относительно опорной системы координат с тактом получения измерительной информации T_n . В дальнейшем для простоты математических выкладок положим $T_n = \tau$.

Запишем единичное измерение углового отклонения КА по одному каналу в следующем виде:

$$y_i = \varphi_i + r_i, \quad i = 0 \dots n, \quad (6)$$

где φ_i – истинное угловое отклонение КА на i -м такте измерений; r_i – шумовая (случайная) погрешность i -го измерения.

Если из этого измерения вычесть F_i , то получим значение углового положения КА при его свободном движении (без управления) к концу i -го такта под действием начальных условий $\varphi_0, \dot{\varphi}_0$. Это угловое положение КА при свободном движении обозначим φ_i^{cs} , т.е.

$$\varphi_i^{cs} = y_i - F_i, \quad i = 0 \dots n. \quad (7)$$

Очевидно, что эта информация о положении КА к концу i -го такта также содержит шумовую погрешность r_i .

Набрав необходимую статистику из n значений φ_i^{cs} , можно методом наименьших квадратов найти параметры аппроксимирующего линейного полинома (5) (*Справочник по вероятностным расчетам*, 1970), где искомыми параметрами будут $\varphi_0, \dot{\varphi}_0$

$$\varphi_0 = \frac{\langle \varphi_i^{cs} \rangle \langle i^2 \rangle - \langle i \rangle \langle i \varphi_i^{cs} \rangle}{n \langle i^2 \rangle - \langle i \rangle^2}, \quad (8)$$

$$\dot{\varphi}_0 = \frac{n \langle i \varphi_i^{cs} \rangle - \langle i \rangle \langle \varphi_i^{cs} \rangle}{\tau (n \langle i^2 \rangle - \langle i \rangle^2)},$$

где символом $\langle x_i \rangle$ обозначена сумма $\sum_{i=0}^n x_i$.

Получив значения $\varphi_0, \dot{\varphi}_0$, определяем значения φ_i^{cs} при $i = n$

$$\varphi_n^{cs} = \varphi_0 + n\tau \dot{\varphi}_0. \quad (9)$$

После этого, используя свойство декомпозиции системы, можно получить значения $\varphi, \dot{\varphi}$ на момент времени $t = n\tau$ для управляемой системы, к которой ранее, в течение n тактов, прикладывались известные управляющие моменты:

$$\varphi(n\tau) = \varphi_n^{ce} + F_n, \quad (10)$$

$$\dot{\varphi}(n\tau) = \dot{\varphi}_0 + W_n.$$

Таким образом, определяется уточненное конечное (текущее на момент проведения последнего n -го измерения) значение вектора состояния, которое затем можно использовать для формирования управления на следующем такте.

Отбрасывая в используемой набранной статистике первые значения переменных y_0, u_0, F_0, W_0 и добавляя значения этих переменных на $n+1$ -м такте, получаем уточненное значение вектора состояния на $(n+1)$ -м такте.

Таким образом, будем получать уточненное значение вектора состояния на каждом следующем текущем такте.

2. Применение метода учета предыстории измерений вектора состояния при использовании наблюдающего устройства

В качестве примера рассмотрим случай, когда приборному измерению доступны лишь некоторые составляющие этого вектора, измеряемые с шумовыми погрешностями. Положим, что это φ – вектор углового отклонения КА.

Для проверки изложенного метода уточнения оценки вектора состояния была разработана моделирующая программа для ПВМ с реализацией данного способа оценки.

В качестве примера расчет по этой программе был проведен для системы управления ориентацией КА «Спектр-РГ» при ее работе в режиме стабилизации. Информация о вращательном движении КА, которая могла быть непосредственно измеренной, моделировалась как измерения y_i астродатчиков (АД). Иными словами, измеряемым являлся только вектор φ углового отклонения связанных осей КА от опорной системы координат. Такт получения измерительной информации от АД принимался равным такту управления $\tau=2$ секунды. Шумовые погрешности измерений r_i полагались некоррелированными, распределенными по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратическим отклонением (СКО) $\sigma_{изм}=2$ угл. с.

Главные осевые моменты инерции КА «Спектр-РГ»: $J_x=3000$ кгм²; $J_y=4500$ кгм²; $J_z=6000$ кгм².

Уравнение движения КА без учета внешних возмущений моделировалось согласно динамическим уравнениям Эйлера. Описание кинематики движения КА относительно опорной системы координат моделировалось в кватернионной форме

$$\dot{N} = \frac{1}{2} N \otimes \bar{\omega},$$

где $\bar{\omega}$ – вектор угловой скорости КА в связанной системе координат;

\otimes – знак кватернионного произведения;

N – кватернион (N_0, N_1, N_2, N_3) перехода от опорной (неподвижной) системы координат к связанной

системе координат.

Интегрирование динамических уравнений Эйлера и уравнения кинематики осуществлялось численным методом. Для интегрирования динамических уравнений в программе использовался метод Эйлера с постоянным шагом 0.001 с, а для кинематического уравнения – модифицированный метод Эйлера с коррекцией нормы.

Управляемое движение КА, реализуемое в дискретной форме в наблюдателе Люэнбергера, моделировалось как

$$\bar{x}_m[i] = A\bar{x}_m[i-1] + B\bar{u}[i-1],$$

$$\bar{y}_m[i] = C\bar{x}_m[i],$$

где $\bar{x}_m = (\varphi_m, \dot{\varphi}_m)^T$ – оценка вектора состояния КА;

φ_m – оценка угла, полученная наблюдателем в канале управления;

$\dot{\varphi}_m$ – угловая скорость КА по оценке наблюдателя в канале управления.

При этом уравнение наблюдателя состояния было представлено в следующем виде:

$$\bar{x}_m[i] = A\bar{x}_m[i-1] + B\bar{u}[i-1] + K(\bar{y}[i] - C\bar{x}_m[i]),$$

$$\text{где } A = \begin{bmatrix} 1 & \tau \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} \tau^2 / 2J \\ \tau / J \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}, K = \begin{bmatrix} 0.5 \\ 0.1 \end{bmatrix}.$$

Текущее измерение углового отклонения КА y_i моделировалось согласно уравнению (6), где

$$\varphi_j = 2\arcsin(N_0 N_j), j=1, 2, 3 \text{ – канал управления.}$$

Управляющие моменты $u(i) = M_{ymp}$ по всем каналам формировались одинаково с использованием пропорционально-дифференциального регулятора, т.е. в виде

$$M_{ymp} = K_\varphi \varphi_m + K_{\dot{\varphi}} \dot{\varphi}_m,$$

где K_φ – коэффициент усиления по углу, $K_\varphi = 50$ Нм;

$K_{\dot{\varphi}}$ – коэффициент усиления по угловой скорости, $K_{\dot{\varphi}} = 1500$ Нмс.

Управляющий момент представлялся квантованным по уровню с ценой кванта 0.001 Нм и величиной максимального уровня, равной 0.1 Нм.

Интервал накопления измерительной информации выбран равным 100 секунд, т.е. $i=0, 1, 2, \dots, N, N=50$.

Было промоделировано управляемое движение КА на интервале времени 100 секунд со следующими начальными условиями:

$$\varphi_x = 45 \text{ угл. с, } \omega_x = 0.36 \text{ угл. с/с;}$$

$$\varphi_y = 25 \text{ угл. с, } \omega_y = -0.36 \text{ угл. с/с;}$$

$$\varphi_z = 5 \text{ угл. с, } \omega_z = 0.36 \text{ угл. с/с.}$$

В результате расчета были получены следующие значения оценки φ, ω на момент времени $t=100$ с:

$$\varphi_x = 1.63 \text{ угл. с, } \omega_x = -0.179 \text{ угл. с/с;}$$

$$\varphi_y = 0.88 \text{ угл. с, } \omega_y = 0.103 \text{ угл. с/с;}$$

$$\varphi_z = 1.55 \text{ угл. с, } \omega_z = 0.0155 \text{ угл. с/с.}$$

При этом фактические значения φ, ω на момент времени $t=100$ с составляли

$$\varphi_x = 2.19 \text{ угл. с, } \omega_x = -0.161 \text{ угл. с/с;}$$

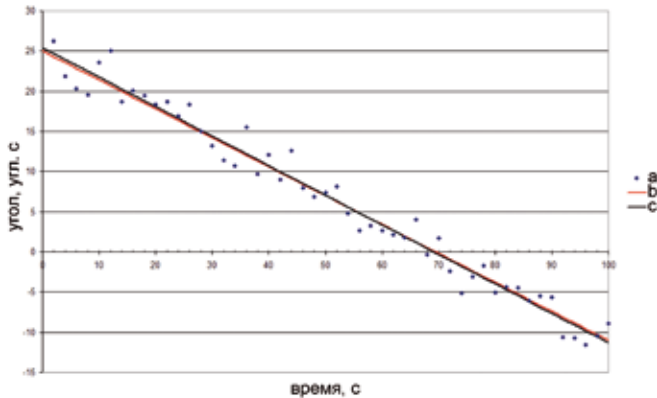
$$\varphi_y = 0.62 \text{ угл. с, } \omega_y = 0.0968 \text{ угл. с/с;}$$

$$\varphi_z = 0.95 \text{ угл. с, } \omega_z = 0.0143 \text{ угл. с/с.}$$

Для наглядности на рисунке представлены графики, иллюстрирующие получение текущего вектора состояния по каналу Y.

таблица – СКО ошибок оценки по угловому отклонению и угловой скорости по результатам моделирования

канал управления	σ_{φ} , УГЛ. с			$\sigma_{\dot{\varphi}}$, УГЛ. с/с	
	$\sigma_{изм}$	φ	φ_m	$\dot{\varphi}$	$\dot{\varphi}_m$
X	1.804	0.467	1.418	0.00804	0.194
Y	1.769	0.477	1.398	0.00753	0.191
Z	1.826	0.450	1.414	0.00797	0.195



а – измеренные значения угла КА, приведенные к свободному движению;

б – график фактических значений угла КА при свободном движении;

с – график линейной регрессии, полученной методом МНК по графику а.

рисунок. Иллюстрация получения текущих значений φ , $\dot{\varphi}$

Для оценки точности полученных текущих значений φ , $\dot{\varphi}$ воспользуемся методом, изложенным в (*Справочник по вероятностным расчетам*, 1970). Согласно этому методу расчетные аналитические формулы оценок будут

$$\sigma_{\varphi}^2 = \frac{\langle i^2 \rangle}{N \langle i^2 \rangle - \langle i \rangle^2} \sigma_{изм}^2,$$

$$\sigma_{\dot{\varphi}}^2 = \frac{N}{\tau (N \langle i^2 \rangle - \langle i \rangle^2)} \sigma_{изм}^2,$$

где $\sigma_{изм}$ – СКО погрешности измерений углового положения КА.

При подстановке $N=50$ получаем $\sigma_{\varphi} \approx 0.276 \sigma_{изм}$, $\sigma_{\dot{\varphi}} \approx 0.0095 \sigma_{изм} / \tau$, т.е. оценка по углу по сравнению с прямыми измерениями улучшается примерно в 3.6 раза.

После этого было проведено моделирование режима стабилизации за время 2100 секунд, т.е., получено 1000 уточненных значений вектора состояния. Для каждого полученного уточненного значения вектора состояния находилась его ошибка относительно истинного значения вектора состояния на этот же момент. По полученной статистике этих ошибок для каждого канала управления были определены СКО ошибок оценки по угловому отклонению и угловой скорости. Результаты этой статистической обработки сведены в таблицу. Кроме того, в таблице приведены данные статистической обработки шумовых погрешностей измерений астродатчиков $\sigma_{изм}$, ошибок наблюдателя по углу φ_m и угловой скорости $\dot{\varphi}_m$.

Полученные расчетные значения СКО ошибок по угловому отклонению и угловой скорости дают несколько завышенные оценки по сравнению со статистической обработкой результатов моделирования $\approx 10\%$.

заключение

При разработке метода повышения точности оценки вектора состояния объекта управления в применении к управляемому движению КА в режиме стабилизации были получены следующие результаты:

1. Выделение свободного движения из управляемого движения системы.
2. Оценка вектора состояния управляемой системы по полученным измерениям её движения, приведенным к свободному движению вне зависимости от способа управления движением системы.
3. Применение описанного способа в системе управления ориентацией КА «Спектр-РГ» при получении измерительной информации только от астродатчиков продемонстрировало возможность повышения точности оценки по углу примерно в 3.5 раза, а по скорости – более чем в 20 раз по сравнению с оценкой, которую дает наблюдатель Люэнбергера.

список литературы

Амелькин Н.И. Кинематика и динамика твердого тела (кватернионное изложение): методическое пособие МФТИ. М., 2000. 31 с.

Директор С., Рорер Р. Введение в теорию систем. М.: Изд-во Мир, 1974. 464 с.

Назаренко А.И. Применение метода оптимальной фильтрации измерений для уточнения и прогнозирования орбит КА // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 2 (18). С. 38-43.

Павлова А.Н., Власенков Е.В., Потехин С.Г., Комбаев Т.Ш. Решение задачи навигации и ориентации микрокосмического аппарата по данным о магнитном поле Земли с использованием фильтра Калмана // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 2 (18). С. 41-15.

Справочник по вероятностным расчетам / Под ред. Г.Г. Абезгауза, А.П. Тронь, Ю.Н. Копейкина и И.А. Коровина. 2-е изд-е. М.: Военное изд-во МО СССР, 1970. 536 с.

Farrenkopf R.L. Analytic steady-state accuracy solutions for two common spacecraft attitude estimators // J. Guidance and Control. 1978. Vol. 1, № 4. P. 282-284.

Статья поступила в редакцию 30.09.2013 г.

АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ МЕХАНИКИ РАЗРУШЕНИЯ ГИБКОГО ЭЛЕМЕНТА ТОПЛИВНОГО КОМПЕНСАТОРА С УЧЕТОМ НЕЛИНЕЙНОСТИ

ANALYSIS OF FRACTURE MECHANICS PARAMETERS FOR FUEL COMPENSATOR FLEXIBLE ELEMENT CONSIDERING NONLINEARITY



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



К.Б. Добросовестнов,
Филиал ФГУП
«НПО им. С.А. Лавочкина»,
Россия, г. Калуга,
dkb@laspace.ru;
K.B. Dobrosovestnov



К.Е. Пономарев*,
dkb@laspace.ru;
K.E. Ponomarev**

В работе проводится исследование влияния геометрии и макро-дефектов сварных швов на прочность сварных гибких деформируемых элементов. В качестве прикладного объекта исследования выбран сильфон топливного компенсатора. Критерием прочности принят коэффициент интенсивности напряжений – параметр механики разрушения. Задача решена в нелинейной постановке. Определена численно степень влияния дефекта или отклонения от формы шва на рабочие характеристики гибкого сварного элемента.

Ключевые слова:
механика разрушения;
коэффициент интенсивности напряжений;
трещины;
сварные дефекты.

ВВЕДЕНИЕ

На этапах технологического процесса изготовления сварных тонкостенных пластин деформируемых элементов формируется стыковой сварной шов. Если рассмотреть такой шов в разрезе, то можно видеть, что внутренние поверхности колец образуют границу раздела, а сварной шов – жесткую заделку двух тел. Подобный концентратор напряжений может классифицироваться как кольцевая трещина отрыва с фронтом по сварному шву – дефект первого рода (Броек Д., 1980).

Примером гибкого деформируемого

The article studies an impact of welds geometry and macro-defects on strength of welding flexible deformable elements.

The fuel compensator bellows is selected as applied study object. Stress intensity factor, which is fracture mechanics parameter, is adopted as strength criteria.

The task has been solved for non-linear task definition. Degrees of impact of defects and deviations from welds geometry on performance characteristics of flexible welding element have been determined numerically.

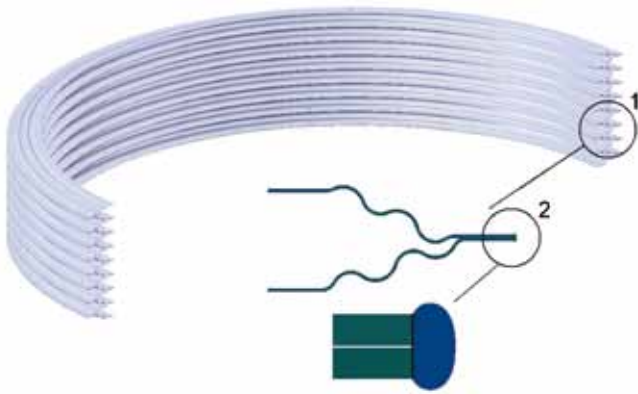
Key words:
fracture mechanics;
stress intensity factor;
cracks;
welding process defects.

элемента является сильфон топливного компенсатора (рисунок 1). Сильфон – однослойная поперечно гофрированная цилиндрическая оболочка, он используется для изменения объема полости компенсатора за счет способности значительно растягиваться или сжиматься в осевом направлении под действием разности давлений.

Параметры сварного соединения зависят от ряда факторов, включающих: химический состав стали; механические свойства заготовок; чистоту свариваемых поверхностей; наличие на них закатов, оксидной пленки,

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

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



1 – элемент сильфона «галка»;
2 – сварное соединение колец.
рисунок 1. Сильфон в разрезе

включений; режимы сварки; анизотропию механических свойств лент и т.д. Не все факторы можно четко и однозначно интерпретировать в математической модели выразив численно.

На начальном этапе исследования в качестве переменных были выделены «макрофакторы», легко контролируемые и, предположительно, наиболее влияющие на прочность, такие, как геометрия шва, наличие внутренних несплавлений различной формы, механические свойства.

Потерю работоспособности можно ожидать либо вследствие исчерпания запаса прочности по всему кольцу, либо из-за наступления критического состояния и как следствие разрушения в локальной зоне – окрестности концентратора напряжений – сварного шва. Негерметичность, как результат разрушения в зоне концентратора до образования сквозного дефекта, также приводит к неработоспособности изделия.

Кроме того, согласно результатам изучения статистики, полученной на опытных партиях, вид сварного соединения не всегда соответствует допускам, приведенным в требованиях к изделию. Причины этого явления лежат в области материаловедения, технологии производства лент, технологии сварки и требуют отдельного подробного исследования. В этой работе изучается влияние таких отклонений на общую прочностную картину в окрестности шва, допустимости их присутствия в конструкции.

1. Постановка задачи

Наступление критического состояния и разрушения в локальной зоне сварного шва обусловлено энергетическим балансом, связывающим освобождающуюся энергию при развитии трещины и поверхностную энергию образования трещины. Для определения этого состояния используется коэффи-

циент, зависящий от расположения дефекта в теле и условий нагружения – коэффициент интенсивности напряжений (КИН) – механическая характеристика материала, определяющая его стойкость к развитию трещин (Брок Д., 1980).

На рисунке 2 показаны основные виды отклонений от формы и внутренних дефектов: а – несплавление по стыку, продолжающее его оксидной пленой; б – асимметричное несплавление по стыку колец; в – уменьшение площади шва; г – зазор по стыку колец; д – непровар по кромке кольца; е – наличие системы дефектов; ж, з – полученные с помощью методов контроля снимки дефектов несплавления и непровара.

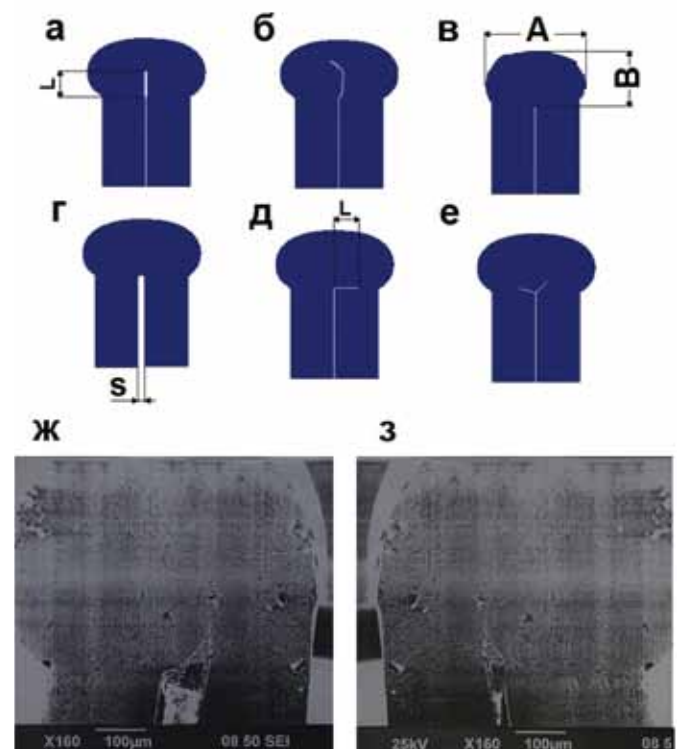


рисунок 2. Виды отклонений и дефектов в сварном шве

Изучение общего напряженного состояния сильфона под рабочей нагрузкой проведено на пространственной модели сегмента (рисунок 3). Большие перемещения в системе требуют анализа напряженно-деформированного состояния конструкции в нелинейной постановке. Предварительный анализ показал, что при действии нагрузки раскрытие каждого элемента «галки» составляет 3,35 мм. Полученное поле деформаций принимается в качестве исходных данных к расчету плоского напряженного состояния для исследования параметров механики разрушения. То есть на плоскую модель граничные условия задаются в виде известных перемещений краев «галки».

таблица 1 – Технические характеристики

№ п/п	наименование характеристики	значение	примечание
1	материал колец	сталь 15X18Н12С4ТЮ (ЭИ 654)	
2	модуль упругости	205 ГПа	
3	предел текучести	700 ... 750 МПа	получен экспериментально

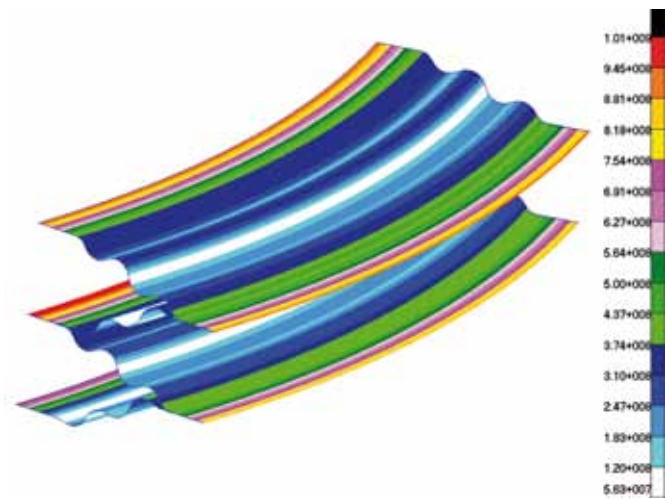


рисунок 3. Напряженно-деформированное состояние в пространственной модели, Па

Расчетной принята нагрузка, соответствующая ресурсным испытаниям: растягивание сифона – перепад давлениям по поверхностям 0,3 атм, при давлении в 1 атм во внутренней полости.

К особенностям нагрузки следует отнести малую скорость возрастания нагрузки и невысокое число рабочих циклов.

В таблице 1 представлены технические характеристики сифона.

При постановке задачи расчета сварного шва использовано свойство осевой симметрии сифона, позволяющее рассмотреть симметричную задачу и уменьшить число неизвестных степеней свободы. Граничные условия по перемещениям заданы с учётом осевой симметрии.

2. Численные методы вычисления КИН

Наряду с аналитическими методами вычисления КИН для типовых конструкций (Брок Д., 1980; Мосиянова Е.И., 1982) применение находит его определение с помощью численных методов. В качестве расчетного метода использован метод конечных элементов (МКЭ), широко применяемый для инженерных расчетов.

В программных продуктах, в част-

ности, Ansys 11.0 и выше (Морозов Е.М., Никишков Е.П., 1980), реализована функция вычисления параметров механики разрушения для определенного вида статических задач. Для других видов расчетов требуется написание отдельных подпрограмм.

2.1. Прямой метод

Прямой метод определения КИН основан на его вычислении по полю напряжений или перемещений в окрестности дефекта, которые в малой окрестности дефекта связаны соотношениями:

а) для трещины отрыва:

$$\sigma_{ij} = \frac{K_I}{\sqrt{2 \times \pi \times r}} \times f_{ij}(\Theta),$$

$$u_i = \frac{K_I}{2G} \times \sqrt{\frac{r}{2 \times \pi}} \times F_i(\Theta);$$

б) в случае трещины и отрыва и сдвига:

$$\sigma_{ij} = \frac{1}{\sqrt{2 \times \pi \times r}} \times (K_I f_{ij}(\Theta) + K_{II} \varphi_{ij}(\Theta)),$$

$$u_i = \frac{1}{2G} \times \sqrt{\frac{r}{2 \times \pi}} \times (K_I F_i(\Theta) + K_{II} \Phi_i(\Theta)),$$

где K_I, K_{II} – КИН первого и второго рода;

r, Θ – полярные координаты с началом в вершине трещины;

G – модуль сдвига;

$f_{ij}(\Theta), F_i(\Theta)$ – функции тригонометрии:

$$f_x, \varphi_{xy} = \cos \frac{\Theta}{2} \times \left(1 - \sin \frac{\Theta}{2} \times \sin \frac{3 \times \Theta}{2}\right);$$

$$f_y = \cos \frac{\Theta}{2} \times \left(1 + \sin \frac{\Theta}{2} \times \sin \frac{3 \times \Theta}{2}\right);$$

$$\varphi_y, f_{xy} = \cos \frac{\Theta}{2} \times \sin \frac{\Theta}{2} \times \cos \frac{3 \times \Theta}{2};$$

$$\varphi_x = -\sin \frac{\Theta}{2} \times \left(2 + \cos \frac{\Theta}{2} \times \cos \frac{3 \times \Theta}{2}\right);$$

$$F_x = \cos \frac{\Theta}{2} \times (\mu - 1 + 2 \times \sin^2 \frac{\Theta}{2});$$

$$F_y = \sin \frac{\Theta}{2} \times (\mu + 1 - 2 \times \cos^2 \frac{\Theta}{2});$$

$$\Phi_x = \sin \frac{\Theta}{2} \times (\mu + 1 + 2 \times \cos^2 \frac{\Theta}{2});$$

$$\Phi_y = -\cos \frac{\Theta}{2} \times (\mu - 1 - 2 \times \sin^2 \frac{\Theta}{2}).$$

$\mu = 3 - 4\nu$ – для плоской деформации;

$$\mu = \frac{(3 - \nu)}{(1 + \nu)} \quad \text{– для плоского напряжен-$$

ного состояния.

2.2. Энергетический метод, или J -интеграл

В ряде работ рекомендуется определение КИН по полю перемещений из-за того, что градиент напряжений в окрестности дефекта велик, что может привести к погрешностям, в то время как поле перемещений изменяется не так резко (Морозов Е.М. и др., 2008).

К наиболее распространенному энергетическому методу вычисления КИН относят вычисление инвариантного энергетического интеграла (J -интеграл), связывающего производную потенциальной энергии тела U по длине трещины l

$$\frac{\partial U}{\partial l} = -J.$$

Также интеграл трактуется как разность энергии для околодефектной области «Г» тела при увеличении длины, а соответственно, и площади дефекта на малую величину

$$J = \int_{\Gamma} (W dy - \sigma_{ij} n_j \frac{du_i}{dx}) ds,$$

где $W = \int_0^{\varepsilon_{ij}} \sigma_{mn} d\varepsilon_{mn}$ – плотность энергии

деформации в точках области «Г»;

σ_{ij} , u_i – поле напряжений и перемещений в точках области «Г»;

n_j – нормаль к контуру в точках области «Г»;

ds – элемент длины области.

Коэффициент интенсивности связан с потоком энергии соотношением

$$а) \quad J \times \frac{E}{1 - \nu^2} = K^2,$$

б) для плоской произвольной трещины покомпонентно:

$$J_x = \frac{(1 + \nu) \times (1 + k)}{4 \times E} \times (K_I^2 + K_{II}^2);$$

$$J_y = \frac{(1 + \nu) \times (1 + k)}{2 \times E} \times K_I^2 \times K_{II}^2,$$

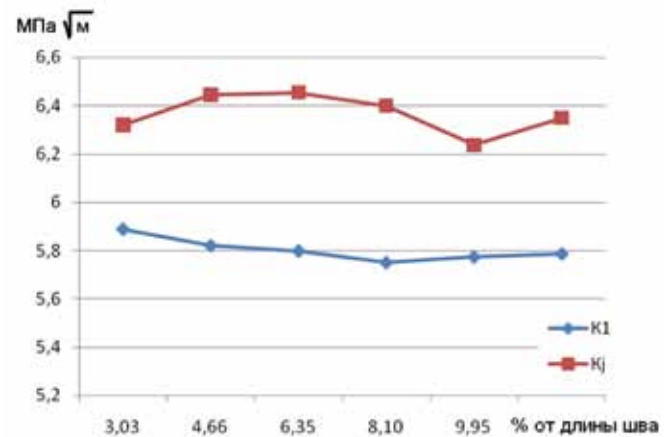
где $k = 3 - 4 \cdot \nu$ – для плоской деформации.

3. Анализ параметров механики разрушения

Предварительная оценка КИН проведена по аналитической формуле для дискообразной трещины радиусом R под действием растягивающего напряжения σ в неограниченном теле (Справочник по коэффициентам интенсивности напряжений, 1990). В сечении размеры сварного шва превышают размеры зоны концентрации напряжений, что в грубом приближении можно использовать для оценки КИН в расчетном случае.

Значение КИН составляет $4,1 \text{ МПа} \sqrt{\text{м}}$.

В конечно-элементном анализе проведена проверка зависимости результатов расчета КИН от размера аппроксимирующего контура (рисунок 4). Полученные результаты проверки сведены в таблицу 2.



K_1 – КИН, полученный прямым методом; K_j – полученный через J -интеграл.

рисунок 4. Зависимость значений КИН от размера контура интегрирования

таблица 2 – Результаты расчёта КИН

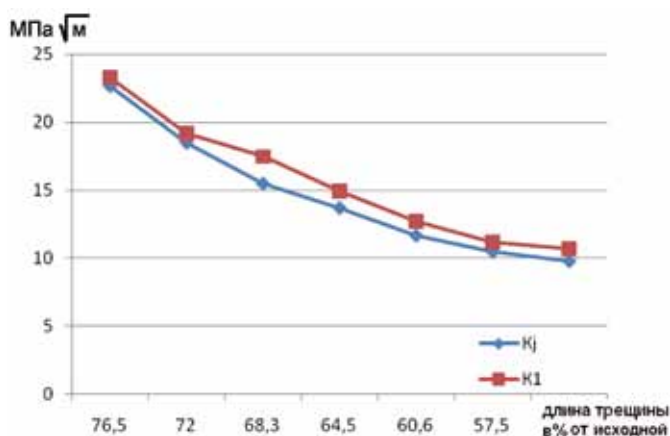
наименование метода	значение КИН, $\text{МПа} \sqrt{\text{м}}$	перепад в размере контура, %
прямой метод	5,75	2,5
энергетический метод (J -интеграл)	6,28	3

Разница до 8% в результатах численного расчета по прямому и J -методу требует уточнения математической модели, в частности уменьшения размера сетки конечных элементов и корректировки контура интегрирования в каждом конкретном случае.

Для материалов класса используемой стали минимальный критический коэффициент интенсивности напряжений (по разным источникам) $80 \text{ МПа} \sqrt{\text{м}}$, таким образом,

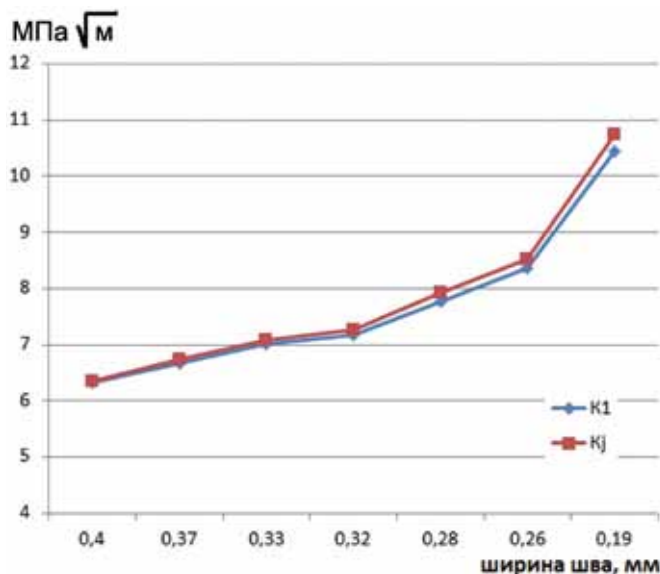
коэффициент запаса для «идеального» шва превышает 10. Это позволяет считать допустимым наличие в сварном шве отклонений по форме и дефектов некоторого размера, некритично увеличивающих КИН.

На рисунке 5 представлены результаты расчёта КИН в зависимости от длины непровара по стыку колец (см. рисунок 2а). КИН увеличивается с ростом длины непровара. Существенное нарастание значения КИН становится заметно при длине непровара более 50% от длины шва. При длине непровара до 2/3 от длины шва значения составляют $23 \text{ МПа} \sqrt{\text{м}}$.



рисунк 5. Зависимость КИН от длины трещины

На рисунке 6 представлены результаты расчёта КИН в зависимости от уменьшения площади шва (см. рисунок 2в), которое определяется изменением размеров А и Б.



рисунк 6. Зависимость КИН от уменьшения ширины сварного шва

С уменьшением ширины шва вдвое КИН достигает значения $10,74 \text{ МПа} \sqrt{\text{м}}$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Выявлены виды отклонений от формы и дефектов шва гибкого элемента на примере сильфона топливного компенсатора, которые можно условно отнести к макропараметрам. Это параметры, которые, с одной стороны, легко обнаруживаются при изучении среза сварного шва, с другой – могут быть достоверно учтены при математическом моделировании с использованием существующих методик.
2. На основании математической модели нагружения проведена численная оценка критериев механики разрушения для сварных швов, имеющих отклонение от геометрии в нелинейной статической постановке. В частности, рассмотрены два основных и часто встречающихся случая, оказывающих заметное влияние на КИН в околодефектной зоне.
3. В обоих случаях присутствие только рассмотренного дефекта не создает критического состояния, но заметно увеличивает интенсивность напряжений. Установлено, что наибольшее влияние имеет фактор несплавления по стыку (рисунок 2а). Можно предположить, что совместное присутствие двух дефектов значительно ослабит соединение.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Брок Д. Основы механики разрушения. М.: Высшая школа, 1980. 368 с.
- Мосиянова Е.И. Основы теории разрушения. Методические указания. М.: МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1982. 33 с.
- Справочник по коэффициентам интенсивности напряжений / Под ред. Ю. Мураками. В 2 т. М.: Мир, 1990.
- Морозов Е.М., Муйземнек А.Ю., Шадский А.С. ANSYS в руках инженера: Механика разрушения. М.: ЛЕНАНД, 2008. 456 с.
- Морозов Е.М., Никишков Е.П. Метод конечных элементов в механике разрушения. М.: Наука, 1980. 256 с.

Статья поступила в редакцию 19.08.2013 г.

ВОЗМУЩАЮЩЕЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ «СПЕКТР-РГ» НА РАБОЧЕЙ ОРБИТЕ



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

В статье представлены и проанализированы результаты численного моделирования силового воздействия солнечного излучения на космический аппарат (КА) «Спектр-РГ» на рабочей орбите.

Исследована возможность существенной компенсации возмущающего момента от солнечного давления без введения в конструкцию КА дополнительных узлов и агрегатов.

Предложены и обоснованы способы реализации такой компенсации, позволяющие на 65% компенсировать достаточно большие возмущающие моменты и тем самым заметно (на 5-6 кг) снизить расход рабочего тела двигателей системы управления и увеличить ресурс КА.

Ключевые слова:
космический аппарат;
возмущающие моменты;
солнечные батареи;
крышки телескопов.

ВВЕДЕНИЕ

Создание орбитальной астрофизической обсерватории для изучения Вселенной в гамма- и рентгеновском спектральных диапазонах является совместным российско-германским проектом «Спектр-Рентген-Гамма». Космический аппарат «Спектр-РГ», создаваемый в НПО им. С.А. Лавочкина, станет первым российским спутником, выведенным в одну из точек либрации L_2 . На нем будет установлено два радиотелескопа – немецкий телескоп eROSITA и российский телескоп ART-XC. Всё время активного существования (семь лет) КА будет находиться в окрестности либрационной точки L_2 системы Солнце-Земля на так называемой гало-орбите (рисунок 1) (<http://hea.iki.rssi.ru/SRG/en/index.php?page=mission>, 2013). Поэтому силовое воздействие солнечной радиации на КА «Спектр-РГ» на рабочей орбите является не

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

PERTURBING EFFECT OF SOLAR RADIATION ON «SPEKTR-RG» SPACECRAFT IN OPERATIONAL ORBIT



А.С. Мордвикин,
аспирант*,
necromantos@mail.ru;
A.S. Mordvinkin**

The article presents the results and analysis of numerical simulation of solar radiation force impact on the «Spektr-RG» spacecraft (SC) in operational orbit.

It has been investigated a possibility of compensating the disturbance torque from solar radiation pressure without the introduction into the SC design of additional units and assemblies. The ways of realization of such compensation are proposed and substantiated.

They allow compensating by 65% of quite large disturbing moments, thereby significantly (by 5-6 kg) reducing the consumption of the working body of the control system engines and increasing the SC lifetime.

Key words:
spacecraft;
excitation moments;
solar arrays;
covers of the telescopes.

просто доминирующим, а практически единственным внешним возмущающим силовым фактором. В связи с этим достаточно точное определение значений сил и моментов, вызванных солнечным излучением, имеет особое значение для успешного функционирования КА.

В работе (Шматов С.И., 2010) были представлены оценочные значения указанных сил и моментов, а также была обоснована принципиальная возможность заметного уменьшения возмущающих моментов, что, в свою очередь, позволяет заметно сэкономить рабочее тело в двигателях системы управления и увеличить ресурс КА.

В настоящей статье представлены и проанализированы более детальные результаты, полученные на основе численного моделирования силового воздействия солнечного излучения на КА.

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

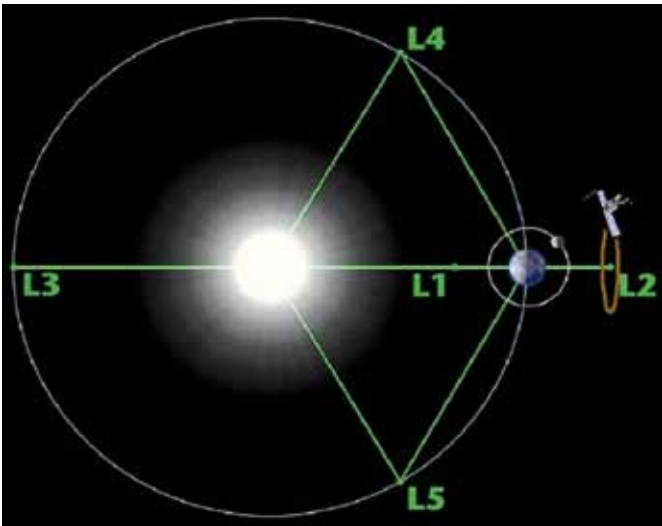


рисунок 1. Гало-орбита КА «Спектр-РГ» в окрестности либрационной точки L_2

Численное моделирование проводилось с помощью программного комплекса (ПК) AIRSOL (Финченко В.С., Шматов С.И., 2005; Шматов С.И., Мордовинкин А.С., 2013), успешно зарекомендовавшего себя при решении аналогичных задач в частности для таких КА, как «Электро-Л» и «Спектр-Р» (системы управления для этих КА были разработаны на основе баз данных возмущающих сил и моментов, полученных с помощью ПК AIRSOL).

1. Основные положения и параметры модели силового воздействия солнечной радиации на КА «Спектр-РГ»

Общий вид КА «Спектр-РГ», оси связанной системы координат и положение вектора \vec{k} (КА-Солнце) представлены на рисунке 2.

Здесь следует отметить, что на рисунке крышки телескопов находятся в транспортном положении, т.е. закрыты. На рабочей же орбите в продолжение всей миссии они будут открытыми, что, как будет показано, существенно скажется на величине возмущающего радиационного момента.

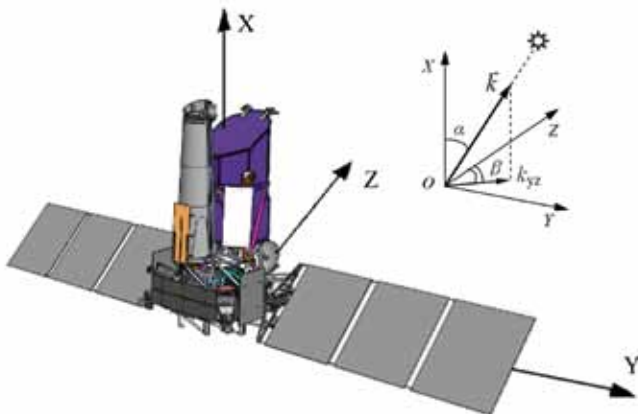


рисунок 2. Общий вид КА «Спектр-РГ», оси связанной системы координат и положение вектора \vec{k} (КА-Солнце)

таблица 1 – Универсальные константы, используемые в численной модели

скорость света	c	$2.998 \cdot 10^8$ м/с
солнечная постоянная	Q_3	1367 Вт/м ²
среднее расстояние от Земли до Солнца	R_3	$150 \cdot 10^9$ м
расстояние от точки L_2 до Земли	ΔR	$1.5 \cdot 10^9$ м

При компьютерной реализации модели силового воздействия радиации на КА «Спектр-РГ» были сделаны следующие предположения:

- термооптические коэффициенты поверхностных материалов КА постоянны и равны их значениям перед стартом;
- угловое распределение лучистой энергии при диффузном отражении подчиняется закону косинуса Ламберта;
- вклад сил, обусловленных интерференцией (переотражением энергии от одной поверхности к другой), полагается незначительным;
- доля лучистой энергии, отражаемой зеркально, одинакова для всех поверхностей спутника.

Последнее предположение связано с тем фактом, что для доли β_s лучистой энергии, отражаемой зеркально, пока нет достаточно полной и надежной информации для каждой поверхности. Кроме того, для материалов экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) и других пленочных покрытий, значения β_s заметно зависят не только от материала, но и от его степени натяжения, качества укладки, количества стыков и других достаточно случайных факторов. Поэтому и в отечественных,

таблица 2 – Основные геометрические и физические параметры модели КА «Спектр-РГ»

число элементов поверхностей	N	75
интегральная доля (коэффициент) зеркального отражения	β_s	0.25
площадь проекции КА на плоскость OYZ	S_{yz}	6.80 м ²
площадь проекции КА на плоскость OXZ	S_{xz}	9.86 м ²
площадь проекции КА на плоскость OXY (с закрытыми крышками телескопов)	S_{xy}	8.50 м ²
площадь проекции КА на плоскость OXY (с открытыми крышками телескопов)	S_{xy}	10.30 м ²
суммарная площадь панелей СБ	$S_{СБ}$	19.68 м ²
X-координата центра масс КА в начале САС	$X_{цм}$	1.517 м
Y-координата центра масс КА в начале САС	$Y_{цм}$	-0.001 м
Z-координата центра масс КА в начале САС	$Z_{цм}$	-0.023 м
X-координата центра масс КА в конце САС	$X_{цм}$	1.614 м
Y-координата центра масс КА в конце САС	$Y_{цм}$	-0.001 м
Z-координата центра масс КА в конце САС	$Z_{цм}$	-0.025 м

таблица 3 – Коэффициенты поглощения лучистой энергии α_s для материалов основных участков внешней поверхности КА «Спектр-РГ»

элемент поверхности КА	α_s
ЭВТИ	0.40
рабочая сторона солнечных батарей	0.80
тыльная сторона солнечных батарей	0.45
радиаторы системы терморегулирования	0.20
остронаправленная антенна (наружная сторона)	0.90
остронаправленная антенна (внутренняя сторона)	0.90

и в зарубежных расчетах, как правило, берется интегральное среднее значение, близкое к $\beta_s=0.25$ и одинаковое для всех участков поверхности КА. Как показывает практика расчетов для целого ряда функционирующих КА, использование значения $\beta_s=0.25$ дает удовлетворительные результаты.

При наличии же более детальных данных по β_s они будут включены в рассматриваемую модель при её реализации.

Значения различных параметров, используемых при численной реализации описанной модели, приведены в таблицах 1-3.

В таблице 1 перечислены универсальные константы для расчёта сил: скорость света c , средний поток солнечной радиации (солнечная постоянная) для Земли, среднее расстояние от Земли до Солнца, расстояние от точки L_2 до Земли.

В таблице 2 представлены параметры модели КА «Спектр-РГ», состоящей из 75 поверхностей: количество аппроксимирующих элементов поверхности, интегральный коэффициент зеркального отражения, площади проекций КА на координатные плоскости связанной системы координат OXYZ (рисунок 2), номинальные координаты центра масс КА в начале и конце срока активного существования (САС). При этом координата X отсчитывается от плоскости стыка базового модуля «Навигатор» с адаптером.

В таблице 3 представлены известные на сегодняшний день значения коэффициентов поглощения лучистой энергии α_s для ЭВТИ и материалов основных участков внешней поверхности КА, не покрытых ЭВТИ.

2. Результаты и обсуждения

Поскольку рабочая гало-орбита КА «Спектр-РГ» удалена от Солнца на расстояние $R_3+\Delta R$, то солнечная постоянная Q_{10} на этом расстоянии равна

$$Q_{20} = \left(\frac{R_3}{R_3 + \Delta R} \right)^2 \cdot Q_3 = 1340 \text{ Вт/м}^2.$$

Первые четыре года активного существования КА «Спектр-РГ» согласно программе должны быть посвящены полному обзору неба. Всё это время КА будет находиться в режиме постоянной солнечной ориентации (ПСО), когда ось OZ связанной системы координат постоянно направлена на Солнце ($\alpha=90^\circ$, $\beta=0^\circ$).

В течение последующих трех-шести лет будет прово-

даться исследование отобранных источников. В это время КА будет находиться в режиме трехосной ориентации, когда Солнце находится в полуплоскости OXZ ($Z>0$), а угол между направлением на Солнце (вектором \vec{k}) и осью OX изменяется от 40° до 165° . Допустимый угол выхода \vec{k} из полуплоскости OXZ ($Z>0$) составляет $\pm 10^\circ$. Соответственно, в этом режиме

$$40^\circ \leq \alpha \leq 165^\circ,$$

$$-10^\circ \leq \beta \leq 10^\circ.$$

В результате расчетов для ПСО при открытых крышках телескопов и начальном положении центра масс получены следующие значения составляющих радиационной силы и момента:

$$F_x = 0.939 \cdot 10^{-6} \text{ Н}, F_y = -0.204 \cdot 10^{-7} \text{ Н}, F_z = -0.171 \cdot 10^{-3} \text{ Н},$$

$$M_x = -0.935 \cdot 10^{-7} \text{ Н}\cdot\text{м}, M_y = -0.451 \cdot 10^{-4} \text{ Н}\cdot\text{м},$$

$$M_z = -0.250 \cdot 10^{-7} \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

Здесь явно доминируют F_z и M_y . Это связано, во-первых, с тем, что при ПСО корпус КА и панели солнечных батарей (СБ) практически перпендикулярны световому потоку, а, во-вторых, ось вращения панелей СБ (самой большой по площади части конструкции) находится на ≈ 1 м ниже центра масс КА.

В то же время при закрытых крышках телескопов в ПСО получаем

$$F_x = -0.395 \cdot 10^{-8} \text{ Н}, F_y = -0.736 \cdot 10^{-10} \text{ Н}, F_z = -0.160 \cdot 10^{-3} \text{ Н},$$

$$M_x = -0.156 \cdot 10^{-6} \text{ Н}\cdot\text{м}, M_y = -0.900 \cdot 10^{-4} \text{ Н}\cdot\text{м},$$

$$M_z = -0.389 \cdot 10^{-10} \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

Как видим, на значениях F_x , F_y , F_z открытие крышек существенно не сказывается, тогда как $|M_y|$ при открытых крышках уменьшается в два раза. Это значит, что крышки телескопов исполняют роль частичных компенсаторов возмущающего момента, хотя полностью M_y не компенсируют. При этом главную компенсирующую роль выполняет крышка телескопа eROSITA, так как она приблизительно в семь раз больше по площади, чем крышка телескопа ART-XC, и ориентирована почти перпендикулярно световому потоку (угол между нормалью к плоскости крышки и осью OZ составляет 10°).

Для 3-осной ориентации КА расчеты проводились во всём допустимом диапазоне углов α и β . Результаты этих расчетов при открытых крышках телескопов представлены в виде графиков зависимостей $F_x(\alpha, \beta)$, $F_y(\alpha, \beta)$, $F_z(\alpha, \beta)$, $M_x(\alpha, \beta)$, $M_y(\alpha, \beta)$, $M_z(\alpha, \beta)$ на рисунках 3-4.

Как следует из представленных графиков, в достаточно большой окрестности ПСО составляющая M_y сохраняет знак и заметное доминирующее значение, т.е. является существенным, постоянно действующим возмущением. Тем самым, нескомпенсированный момент оказывается достаточно большим, и для обеспечения устойчивой ориентации ПСО в течение четырех лет надо парировать кинетический момент $L_y \approx 5700 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}$. Что касается составляющих M_x и M_z , то их абсолютные значения в окрестности ПСО существенно меньше соответствующих значений M_y . Кроме того, зависимости $M_x(\alpha, \beta)$ и $M_z(\alpha, \beta)$ имеют знакопеременный характер. Соответственно, значения L_x и L_z за четыре года ПСО даже при худших ориентациях не превысят $200-300 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}$.

Для 3-осной ориентации, как следует из зависи-

ВОЗМУЩАЮЩЕЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ «СПЕКТР-РГ» НА РАБОЧЕЙ ОРБИТЕ

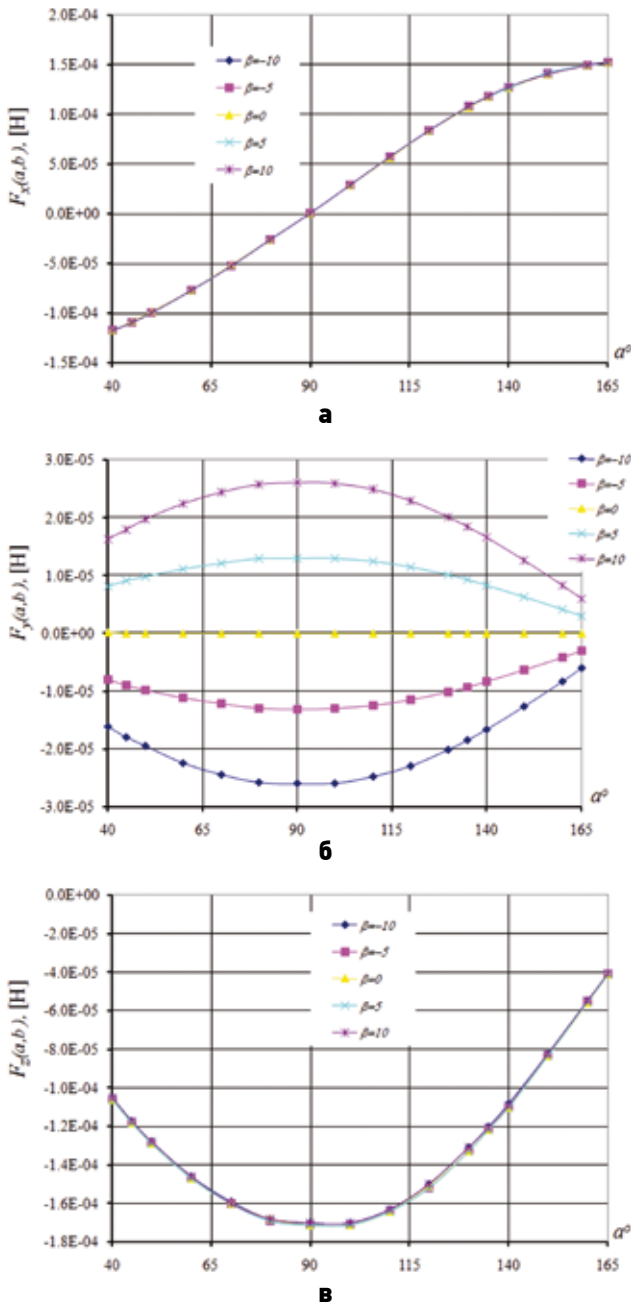


рисунок 3. Зависимости: **а** – $F_x(\alpha, \beta)$; **б** – $F_y(\alpha, \beta)$; **в** – $F_z(\alpha, \beta)$ для КА «Спектр-РГ» на рабочей орбите в режиме 3-осной ориентации с открытыми крышками телескопов

мости $M_y(\alpha, \beta)$, величина возмущающего кинетического момента L_y будет находиться в диапазоне от 1250 Н·м·с до 6700 Н·м·с, т.е. может оказаться больше, чем в ПСО.

Далее, на рисунке 5 представлены зависимости $M_y(\alpha, \beta)$ для КА «Спектр-РГ» на рабочей орбите в режиме 3-осной ориентации с открытыми и закрытыми крышками телескопов при $\beta=0^\circ$ (при остальных β из допустимого диапазона зависимости имеют аналогичный характер). Как следует из графиков и соответствующих расчетных таблиц, значения $|M_y|$ при открытых крышках в среднем составляют 60% от соответствующих значений при закрытых. Тем самым, крышки телескопов выполняют компенсационную роль в среднем на 40% при всех допустимых углах 3-осной ориентации. Поскольку, как было отмечено выше, оставшиеся 60% возмущающего момента приводят к достаточно большим значениям

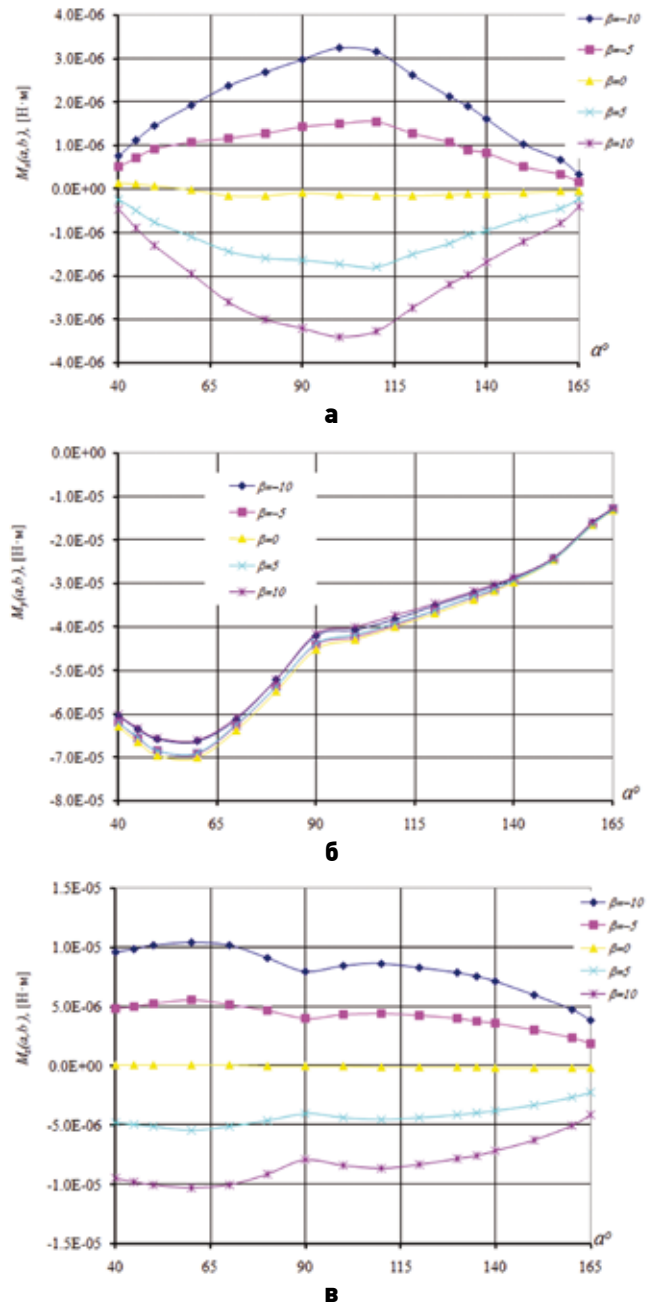


рисунок 4. Зависимости: **а** – $M_x(\alpha, \beta)$; **б** – $M_y(\alpha, \beta)$; **в** – $M_z(\alpha, \beta)$ для КА «Спектр-РГ» на рабочей орбите в режиме 3-осной ориентации с открытыми крышками телескопов

возмущающего кинетического момента, то они должны быть каким-либо образом парированы.

В качестве дополнительной меры, позволяющей ещё более уменьшить величину возмущающего момента M_y при обоих режимах ориентации, можно использовать вращающиеся панели СБ. В работе (Шматов С.И., 2009) была показана целесообразность такого способа компенсации радиационных возмущений для КА «Спектр-УФ». Поэтому есть смысл проверить эффективность такого подхода в данном случае.

В процессе полета КА панели СБ ориентированы относительно вектора \vec{k} (КА-Солнце) таким образом, чтобы поток солнечной энергии Q_{ES} на рабочую поверхность баатарей был максимально возможным. Но при этом, как показано выше, возникает существенный возмущающий момент. Если повернуть СБ на некоторый угол

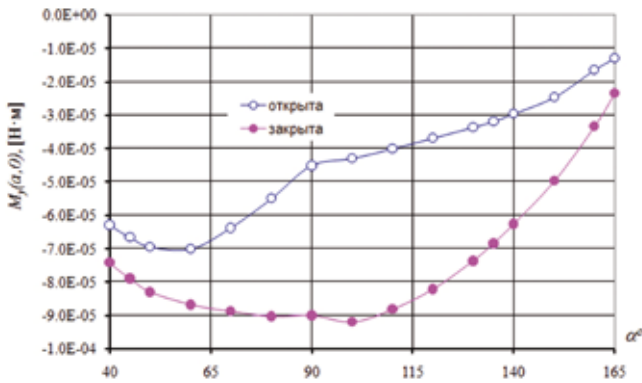


рисунок 5. Зависимость $M_y(\alpha, 0^\circ)$ для КА «Спектр-РГ» на рабочей орбите в режиме 3-осной ориентации с открытыми и закрытыми крышками телескопов

δ относительно этого положения, то возмущающий момент уменьшится. Но, с другой стороны, это вызовет и неизбежные потери потока солнечной энергии Q_{ES} на рабочую поверхность СБ, которые не должны превышать допустимой величины. Тем самым, возможность использования вращения СБ для дополнительного погашения возмущающего момента сводится к поиску возможного компромисса между этими двумя факторами.

На рисунке 6 представлены зависимости $M_y(\alpha, \beta, \delta)$ для КА «Спектр-РГ» на рабочей орбите в режиме 3-осной ориентации при $\beta=0^\circ$ (при остальных значениях β из допустимого диапазона зависимости имеют аналогичный характер) для углов отклонения $\delta=0^\circ, \pm 30^\circ$.

Как следует из графиков, в режиме 3-осной ориентации значения $|M_y|$ при $\delta=\pm 30^\circ$ заметно меньше соответствующих значений при $\delta=0^\circ$. Согласно расчётам значения $|M_y|$ при $\delta=-30^\circ$ в среднем составляют 60% от соответствующих значений при $\delta=0^\circ$, а при $\delta=+30^\circ$ – 77% от соответствующих значений при $\delta=0^\circ$. При этом в режиме ПСО ($\alpha=90^\circ, \beta=0^\circ$) для обоих углов отклонения СБ соответствующая доля составляет 60%.

Таким образом, при отклонении панелей СБ на угол $\delta=-30^\circ$ от вектора \vec{k} (КА-Солнце) на обоих режимах ориентации возмущающий момент снижается дополнительно на 40%. В то время как потери потока солнечной энергии Q_{ES} на рабочую поверхность при этом составляют $\Delta Q_{ES} \approx 13\%$.

Здесь следует отметить, что отличие результатов, полученных для положения центра масс КА, соответствующего концу САС, от приведенных выше не превышает 5-7%. Поэтому все приведенные выше выводы справедливы и для конца САС.

Таким образом, с помощью крышек телескопов и допустимого отклонения панелей СБ можно снизить возмущающий момент от светового давления для КА «Спектр-РГ» на $\approx 65\%$ и получить тем самым экономию рабочего тела двигателей системы управления $5 \div 6$ кг.

заключение

Представлены результаты численного исследования силового воздействия солнечного излучения на КА «Спектр-РГ» на рабочей орбите.

Показано, что $\approx 40\%$ возмущающего момента можно

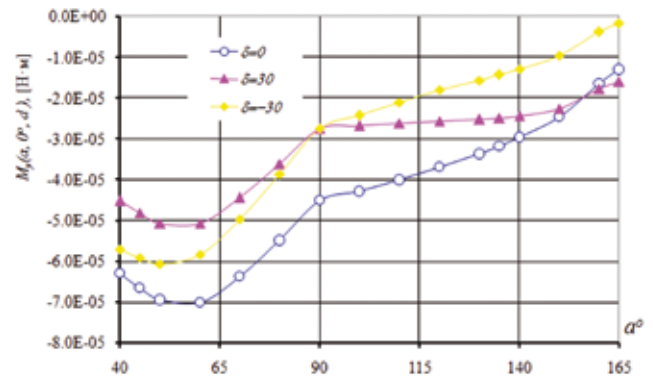


рисунок 6. Зависимость $M_y(\alpha, 0^\circ, \delta)$ для КА «Спектр-РГ» на рабочей орбите в режиме 3-осной ориентации при углах отклонения $\delta=0^\circ, \pm 30^\circ$

компенсировать с помощью поворота открытых крышек радиотелескопов.

Кроме того, при не критичности энергетических потерь в 13% отклонение панелей СБ на угол $\delta=-30^\circ$ от наилучшего положения относительно Солнца позволяет уменьшить возмущающий момент ещё на $\approx 25\%$.

Таким образом, без введения в конструкцию КА дополнительных узлов и агрегатов можно существенно (на 65%) уменьшить возмущающий момент от светового давления, что позволит сэкономить заметное количество рабочего тела двигателей системы управления и увеличить ресурс КА. А это, в свою очередь, поможет выполнить все задачи, возложенные на экспедицию «Спектр-Рентген-Гамма».

список литературы

Финченко В.С., Шматов С.И. Программный комплекс AIRSOL для расчёта аэродинамического и радиационного воздействия на космические летательные аппараты // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: Сб. науч. тр. / Под ред. Г.М. Полищука и К.М. Пичхадзе. 2005. Вып. 6. С. 394-401.

Шматов С.И., Мордвинкин А.С. Комплексный расчёт аэродинамического и радиационного силового воздействия на космические летательные аппараты // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2013. № 2. С. 13-19.

Шматов С.И. О возмущающем воздействии солнечного излучения на КА «Спектр-РГ» вблизи точки либрации // Актуальные проблемы российской космонавтики: Материалы XXXIV академических чтений по космонавтике. Москва, 2010 г. / Под общ. ред. А.К. Медведевой. С. 512-513.

Шматов С.И. О возможности использования возмущающего воздействия солнечного излучения для разгрузки маховиков системы управления высокоорбитальных космических аппаратов // Актуальные проблемы российской космонавтики: Материалы XXXIII академических чтений по космонавтике. Москва, 2009 г. / Под общ. ред. А.К. Медведевой. С. 481-482.

URL: <http://hea.iki.rssi.ru/SRG/en/index.php?page=mission> (дата обращения 13.11.2013).

Статья поступила в редакцию 03.10.2013 г.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ АНТЕНН ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ПОЛЯРИЗАЦИИ ПО МАССОВО-ГАБАРИТНЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ



Ю.А. Гуревич*,
Pendragon14@mail.ru;
Yu. A. Gurevich**

Продemonстрирована теоретически обоснованная и экспериментально подтверждённая возможность существенного уменьшения массово-габаритных показателей антенн эллиптической поляризации, используемых в системах связи космических аппаратов, за счёт формирования электромагнитной волны с требуемым направлением вращения вектора электрического поля в открытом некоаксиальном цилиндрическом резонаторе с использованием волноводных волн.

Ключевые слова:

*антенна;
волноводные волны;
поляризатор;
цилиндрический резонатор;
эллиптическая поляризация.*

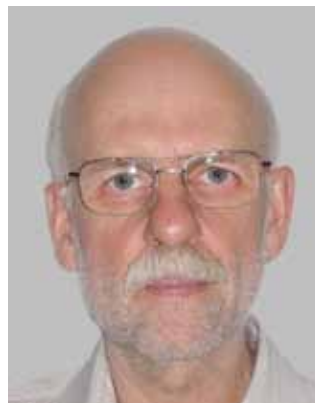
ВВЕДЕНИЕ

Существует большое количество систем связи, как космических, так и наземных, в которых отсутствует фиксация взаимной пространственной ориентации передающей и приёмной антенн. И если в наземных системах одна из антенн часто бывает стационарна, то в системах связи с космическими аппаратами, не находящимися на геостационарной орбите, подвижны обе антенны. Эта специфика предъявляет ряд требований к антенно-фидерным системам. В частности, важное значение имеет проблема юстировки антенн, один из аспектов которой рассмотрен в (Машков В.И., 2009). Ещё одно требование – обеспечение устойчивой связи с космическими аппаратами, работающими в различных режимах пространственной ориентации. Как подчёркнуто в (Пригода Б.А., 2010), данному требованию лучше всего отвечают антенны эллиптической поляризации, оценке эффективности которых посвящена работа (Бычков В.П., 2013).

В статье рассмотрена возможность уменьшения

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

ENHANCEMENT OF ELLIPTICAL POLARIZATION ANTENNAS IN TERMS OF MASS-DIMENSIONAL PARAMETERS



П.И. Гусев*,
peter@laspace.ru;
P.I. Gusev**

It was demonstrated, theoretically-justified, and experimentally-proven the feasibility of considerable reduction to mass-dimensional parameters of elliptical polarization antennas, used for spacecraft communication systems, by generation of electromagnetic wave with required rotational direction of electric field vector in open non-coaxial cylindrical resonator using waveguide waves.

Key words:

*antenna;
waveguide waves;
polarizer;
cylindrical resonator;
elliptical polarization.*

массы и размеров антенн эллиптической поляризации за счёт формирования электромагнитной волны с требуемым направлением вращения вектора электрического поля не в протяжённой направляющей системе, продольные размеры которой сравнимы с длиной волны или составляют несколько длин волн, например, в спиральной антенне (Пригода Б.А., 2010) или волноводном поляризаторе (Сестрорецкий Б.В. и др., 2001), а в открытом некоаксиальном цилиндрическом резонаторе, имеющем продольные размеры порядка четверти длины волны и поперечные размеры порядка половины длины волны.

Тенденция к уменьшению массово-габаритных характеристик антенн полностью соответствует перспективному направлению развития космонавтики – созданию малоразмерных космических аппаратов для проведения научных исследований (Хартов В.В., 2011).

При этом следует отметить, что уменьшению

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

массово-габаритных показателей должно сопутствовать сохранение или даже улучшение радиотехнических характеристик, чему уделяется внимание авторов многих работ, например (*Wheeler H.A.*, 1947; *Gary A. et al.*, 2003). Данная работа полностью соответствует этому требованию.

1. Принцип работы антенны

Обычно формирование эллиптической поляризации излучения антенн происходит либо за счёт геометрии проводящих элементов, обеспечивающих нужную структуру токов в планарных и спиральных антеннах, либо за счёт пространственных металлодиэлектрических или металлических конструкций, расположенных в фидерных трактах и обеспечивающих нужную конфигурацию электромагнитного поля в апертуре антенны.

Для того чтобы наиболее наглядно понять принцип работы антенны на волноводных волнах, а также подчеркнуть особенность способа формирования электромагнитной волны эллиптической поляризации в рассматриваемой антенне, напомним, как происходит формирование эллиптически поляризованной волны в часто используемом поляризаторе, представляющем собой гребенчатую проводящую структуру (эквидистантно размещённые выступы переменной высоты), расположенную симметрично в продольном осевом сечении круглого волновода, схематично показанную на рисунке 1а.

В поперечном входном сечении круглого волновода возбуждается волна H_{11} , при этом вектор напряжённости электрического поля этой волны, лежащий на диаметре входного сечения, ориентирован под углом 45° к плоскости, в которой расположена гребенчатая структура (рисунок 1б).

Аналогично методу анализа поляризационных свойств антенны в дальней зоне (*Сазонов Д.М.*, 1988) представим комплексную векторную напряжённость электрического поля в каждой точке поперечного сечения волновода в виде произведения двух сомножителей

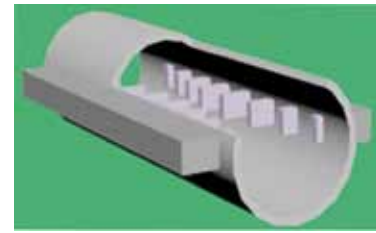
$$\vec{E}(x, y) = \dot{A}(x, y) \vec{p}(x, y), \quad (1)$$

где $\dot{A}(x, y)$ является скалярной комплексной амплитудой напряжённости электрического поля; $\vec{p}(x, y)$ представляет собой комплексный вектор, определяющий поляризационную структуру поля

$$\vec{p}(x, y) = \vec{i}_x \dot{p}_x(x, y) + \vec{i}_y \dot{p}_y(x, y) = (\vec{i}_x, \vec{i}_y) \begin{pmatrix} \dot{p}_x \\ \dot{p}_y \end{pmatrix}. \quad (2)$$

В волноводе зависимость напряжённости электрического поля от координаты «z» определяется комплексным множителем e^{jhz} . Известно (*Гольдштейн Л.Д., Зернов Н.В.*, 1971), что в круглом цилиндрическом волноводе для поперечно-электрического поля h может принимать значения

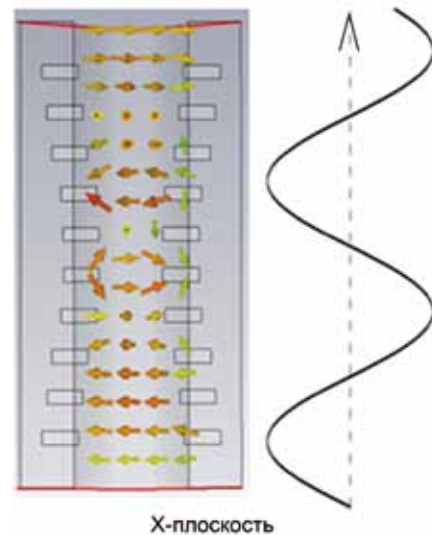
$$h_{mn} = \sqrt{k^2 - k_c^2}, \quad (3)$$



а

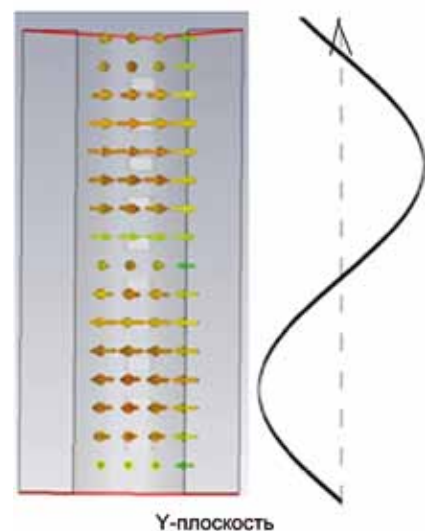


б



X-плоскость

в



Y-плоскость

г

а – конструкция поляризатора; б – поляризация во входном сечении; в – распространение волны в X-плоскости; г – распространение волны в Y-плоскости.

рисунки 1. Поляризатор с гребенчатой структурой

где k_c выражается через n -й корень уравнения $J'_m(k_c a) = 0$ (здесь J'_m – производная по аргументу функции Бесселя порядка m ; a – радиус волновода; k – волновое число для свободного пространства).

В работе (Вайнштейн Л.А., 1957) рассмотрен случай, когда в круглом цилиндрическом волноводе эквидистантно расположены диафрагмы, т.е. поперечные перегородки с круговым отверстием в центре. Показано, что для основного типа волны поперечно-электрического поля постоянная распространения

$$h = \sqrt{k^2 + \rho^2}, \quad (4)$$

а значение ρ определяется из характеристического уравнения

$$\begin{aligned} \rho a \frac{I_0(\rho a)}{I_1(\rho a)} &= \\ &= ka \frac{J_0(ka)N_0(kb) - N_0(ka)J_0(ka)}{J_1(ka)N_0(kb) - N_1(ka)J_0(ka)}, \end{aligned}$$

где I_m – модифицированная функция Бесселя; J_m , N_m – функции Бесселя первого и второго рода соответственно; a – радиус отверстия в диафрагме; b – радиус волновода.

Ортогональность \vec{i}_x и \vec{i}_y в (2) физически означает, что мы можем рассматривать процесс распространения электромагнитной волны в плоскостях «XOZ» и «YOZ» независимо один от другого. Таким образом, можно считать, что постоянная распространения волны H_{11} круглого волновода в плоскости «XOZ» определяется величиной, близкой к (4), и превышает постоянную распространения в плоскости «YOZ», определяемую величиной, близкой к (3).

Приведённые выше качественные, по сути, рассуждения, наглядно подтверждаются численным моделированием, графические результаты которого приведены на рисунках 1в, 1г. Видно, что волна, распространяющаяся в плоскости «XOZ», отстаёт по фазе от волны, распространяющейся в плоскости «YOZ». Если разность фаз между этими волнами в сечении волновода, соответствующем окончанию ребристой структуры, окажется равной $\pi/2 + \pi r$ ($r \in Z$), а амплитуды волн окажутся одинаковыми, то на выходе волновода возникнет волна круговой поляризации, что и происходит в работающих на этом принципе поляризаторах (с некоторой погрешностью, обусловленной не совсем точным выполнением требований к разности фаз и равенству амплитуд в рабочем диапазоне частот).

Отметим, что для поляризатора такой конструкции существенной является его длина, необходимая для создания требуемой разности фаз между компонентами волны. Кроме того, излучатель антенны, формирующий требуемую диаграмму направленности, присоединяется к выходу поляризатора, а в случае коаксиального фидера нужен ещё и коаксиально-волноводный переход на входе поляризатора. Это приводит к значительной длине всей антенны, работающей по такому принципу.

Принцип работы резонаторной антенны совер-

шенно иной. При его рассмотрении удобно использовать ортогональный поляризационный базис $(\vec{i}_\rho, \vec{i}_\varphi)$ цилиндрической системы координат, от которого следует перейти к комплексному базису, образованному двумя круговыми поляризациями противоположного направления вращения.

В базисе $(\vec{i}_\rho, \vec{i}_\varphi)$ выражение (2) будет выглядеть следующим образом:

$$\begin{aligned} \vec{\dot{p}}(\rho, \varphi) &= \vec{i}_\rho \dot{p}_\rho(\rho, \varphi) + \\ &+ \vec{i}_\varphi \dot{p}_\varphi(\rho, \varphi) = (\vec{i}_\rho, \vec{i}_\varphi) \begin{pmatrix} \dot{p}_\rho \\ \dot{p}_\varphi \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (5)$$

Для перехода к новому базису, как это делается, например, в (Сазонов Д.М., 1988), следует заметить, что соотношение (5) не изменится, если в его правой части между матричными сомножителями поместить единичную матрицу второго порядка E , представив её в виде произведения двух унитарных сопряжённых сомножителей U и U_t^*

$$\begin{aligned} \vec{\dot{p}}(\rho, \varphi) &= \vec{i}_\rho \dot{p}_\rho(\rho, \varphi) + \vec{i}_\varphi \dot{p}_\varphi(\rho, \varphi) = \\ &= (\vec{i}_\rho, \vec{i}_\varphi) \begin{pmatrix} \dot{p}_\rho \\ \dot{p}_\varphi \end{pmatrix} = (\vec{i}_\rho, \vec{i}_\varphi) E \begin{pmatrix} \dot{p}_\rho \\ \dot{p}_\varphi \end{pmatrix} = \\ &= (\vec{i}_\rho, \vec{i}_\varphi) U U_t^* \begin{pmatrix} \dot{p}_\rho \\ \dot{p}_\varphi \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (6)$$

Входящие в правую часть (6) сомножители можно сгруппировать и ввести новые обозначения

$$\begin{aligned} (\vec{i}_\rho, \vec{i}_\varphi) U &= (\vec{i}_{pol_1}, \vec{i}_{pol_2}); \\ U_t^* \begin{pmatrix} \dot{p}_\rho \\ \dot{p}_\varphi \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \dot{p}_{pol_1} \\ \dot{p}_{pol_2} \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (7)$$

Введённые обозначения формально имеют следующий смысл: $\vec{i}_{pol_1}, \vec{i}_{pol_2}$ – орты нового поляри-

ационного базиса; $\begin{pmatrix} \dot{p}_{pol_1} \\ \dot{p}_{pol_2} \end{pmatrix}$ – компоненты вектора

$\vec{\dot{p}}(\theta, \varphi)$ в новом поляризационном базисе.

Чтобы выражения (7) имели явный физический смысл, целесообразно в качестве матрицы U взять матрицу рассеяния недиссипативного четырёхплюсника, имеющую вид (Сазонов Д.М., 1988)

$$U = \begin{vmatrix} |\dot{s}_{11}| & \sqrt{1 - |\dot{s}_{11}|^2} e^{j\varphi_1} \\ \sqrt{1 - |\dot{s}_{11}|^2} e^{j\varphi_2} & -|\dot{s}_{11}| e^{j(\varphi_1 + \varphi_2)} \end{vmatrix}, \quad (8)$$

которая преобразует исходный прямоугольный поляризационный базис $(\vec{i}_\rho, \vec{i}_\varphi)$ в комплексный базис $(\vec{i}_{pol_1}, \vec{i}_{pol_2})$, каждый орт которого описывает волну эллиптической в общем случае поляризации.

Отметим, что аналогично ортам исходного поляризационного базиса векторы $\vec{i}_{pol_1}, \vec{i}_{pol_2}$ ортогональны, т.е. волны, распространяющиеся в гиперплоскостях, которым принадлежат эти векторы,

распространяются независимо одна от другой.

Если в (8) положить $|\delta_{11}| = \cos(\pi/4)$, $\varphi_1 = -\pi/2$, $\varphi_2 = \pi/2$, то матрица приобретёт вид

$$U = \begin{pmatrix} \frac{1}{\sqrt{2}} & -j\frac{1}{\sqrt{2}} \\ j\frac{1}{\sqrt{2}} & -\frac{1}{\sqrt{2}} \end{pmatrix}, \quad (9)$$

а поляризационный базис $(\vec{i}_{pol_1}, \vec{i}_{pol_2})$ будет соответствовать двум круговым поляризациям противоположного направления вращения, обозначаемым как *правая* и *левая*:

$$\begin{aligned} (\vec{i}_{прав}, \vec{i}_{лев}) = \\ = \left(\frac{1}{\sqrt{2}}\vec{i}_\rho - j\frac{1}{\sqrt{2}}\vec{i}_\varphi, j\frac{1}{\sqrt{2}}\vec{i}_\rho - \frac{1}{\sqrt{2}}\vec{i}_\varphi \right). \end{aligned} \quad (10)$$

Как известно из литературы, например (Гольдштейн Л.Д., Зернов Н.В., 1971), проекции вектора напряжённости электрического поля основного типа волны H_{11} круглого регулярного волновода в поперечном сечении имеют вид

$$\left. \begin{aligned} \dot{E}_\rho &= \frac{j\omega}{k_c^2 \rho} \dot{A} J_1 \left(\frac{v_{11}}{a} \rho \right) \sin(\varphi) \\ \dot{E}_\varphi &= \frac{j\omega}{k_c} \dot{A} J_1' \left(\frac{v_{11}}{a} \rho \right) \cos(\varphi) \end{aligned} \right\}, \quad (11)$$

где ω – круговая частота; v_{11} – первый корень функции Бесселя первого рода первого порядка J_1 ; a – радиус волновода; $k_c = \frac{v_{11}}{a}$; \dot{A} – комплексная амплитуда волны.

Учитывая, что с точностью до нормировки вектор $\dot{\vec{p}}(\rho, \varphi)$ совпадает с вектором $\dot{\vec{E}}(\rho, \varphi)$, можно подставить (11) во второе равенство (7) и, с учётом (9), получить следующие выражения для составляющих амплитуды электрического поля \vec{E} в базисе круговых поляризаций (10):

$$\left. \begin{aligned} \dot{A}_{прав} &= j \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{\omega}{k_c^2 \rho} \dot{A} J_1 \left(\frac{v_{11}}{a} \rho \right) \sin(\varphi) + \\ &+ \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{\omega}{k_c} \dot{A} J_1' \left(\frac{v_{11}}{a} \rho \right) \cos(\varphi) \\ \dot{A}_{лев} &= -\frac{1}{\sqrt{2}} \frac{\omega}{k_c^2 \rho} \dot{A} J_1 \left(\frac{v_{11}}{a} \rho \right) \sin(\varphi) - \\ &- j \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{\omega}{k_c} \dot{A} J_1' \left(\frac{v_{11}}{a} \rho \right) \cos(\varphi) \end{aligned} \right\}. \quad (12)$$

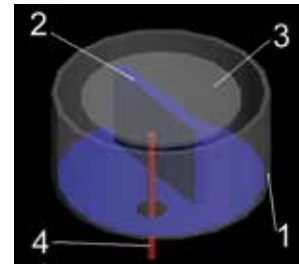
Из (12) видно, что вектор напряжённости электрического поля основного типа волны H_{11} круглого регулярного волновода в поперечном сечении, разложенный по базису (10), представляет собой два комплексных вектора одинаковой амплитуды противоположного направления вращения.

Очевидно, что если мы сумеем внести в круглый волновод, в котором существует волна H_{11} , неоднородность, вызывающую перераспределение энергии между компонентами $A_{прав}$ и $A_{лев}$ в пользу одной из

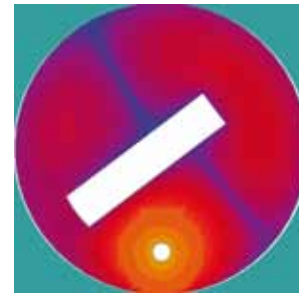
них, то получим электромагнитное поле эллиптической поляризации соответствующего направления вращения. Такой результат можно получить в некоаксиальном цилиндрическом резонаторе при его несимметричном возбуждении коаксиальной волной основного типа, при этом центральный проводник резонатора имеет вид несимметрично расположенного параллелепипеда, продольные грани которого параллельны продольной оси волновода (рисунок 2а). Это предположение подтверждается результатами компьютерного моделирования, приведёнными ниже.

2. Результаты численного моделирования

Для проверки сделанных предположений и иллюстрации процесса формирования электромагнитной волны эллиптической поляризации создана компьютерная модель, геометрический образ которой изображён на рисунке 2а, и проведено численное моделирование электромагнитного поля в некоаксиальном открытом цилиндрическом резонаторе.



а



б

1 – металлический цилиндр, открытый сверху;
2 – металлическая пластина;
3 – металлический диск;
4 – центральный проводник возбуждающего коаксиального кабеля.

рисунок 2. Геометрия резонатора (а) и структура возбуждаемой волны вблизи основания резонатора (б)

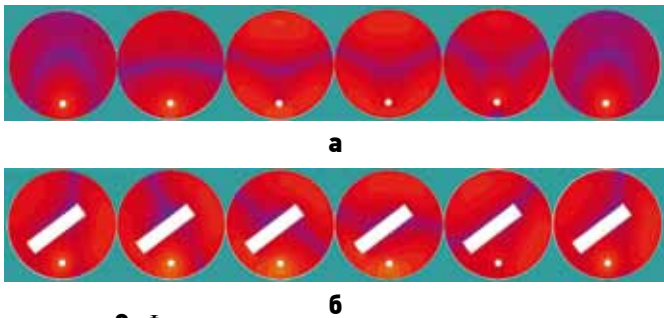
Физически резонатор представляет собой открытый сверху металлический цилиндр 1, в котором на высоте, приблизительно равной $\frac{1}{4}$ рабочей длины волны λ , соосно расположен тонкий металлический диск 3 меньшего диаметра. К диску на некотором расстоянии от оси присоединён центральный провод 4 коаксиального кабеля, проходящий через отверстие в основании цилиндра. Экран кабеля соединён с цилиндром 1. Между осно-

ванием цилиндра и диском расположена металлическая пластина 2, повернутая вокруг вертикальной оси цилиндра на угол, приблизительно равный 45° относительно плоскости, проходящей через ось цилиндра и центральный проводник. Диаметр цилиндра 1 приблизительно равен $\frac{1}{2} \lambda$.

Выбор столь простой схемы возбуждения резонатора обусловлен тем, что таким образом в резонаторе эффективно возбуждается волноводная волна E_{12} , собственное число которой, как показано в (Нефёдов Е.И., 1982), близко к собственному числу волноводной волны H_{11} , т.е. эти волны являются вырожденными.

На рисунке 2б показано рассчитанное в процессе моделирования распределение амплитуды электрического поля в поперечном сечении резонатора вблизи его нижнего основания. Как можно видеть из рисунка, действительно, мода E_{12} в этом сечении является доминирующей. При этом волна E_{12} быстро затухает, а за счёт вырождения её энергия передаётся волноводной волне H_{11} , которая тоже затухает, но несколько медленнее. И пока она не затухла, на расстоянии, равном высоте цилиндра 1, мы должны успеть разложить её на две волны круговой поляризации, как показано выше, и обеспечить передачу мощности в волну нужной нам поляризации. Все эти функции выполняет пластина 2 при соответствующем выборе её положения и размеров.

На рисунке 3 показано несколько последовательных по времени распределений амплитуды электрического поля в поперечном сечении резонатора, на высоте, где преобладает мода H_{11} .



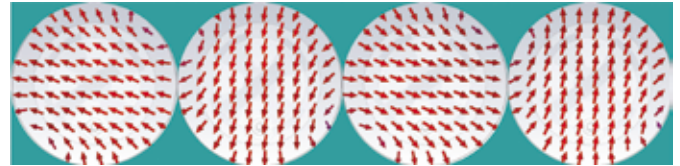
рисунк 3. Фазы распределения амплитуды в отсутствие пластины (а) и при наличии пластины (б)

На рисунке 3а показано изменение распределения амплитуды электрического поля во времени в поперечном сечении резонатора в отсутствие металлической пластины. Видно, что, как и следует из (12), в сечении фактически существуют две волны, расходящиеся от центрального проводника возбуждающего коаксиального кабеля и вращающиеся во встречных направлениях. Интерференция этих парциальных волн приводит к возникновению стоячей волны, которая практически не излучается из резонатора.

На рисунке 3б представлено развитие во времени того же процесса, но при наличии металлической пластины в резонаторе. Видно, что расположенная соответствующим образом пластина препятствует

существованию парциальной волны с направлением вращения по часовой стрелке, перераспределяя энергию в волну, вращающуюся в противоположном направлении.

В области пространства выше резонатора существует сформировавшаяся циркулярно поляризованная волна с распределением напряжённости электрического поля, характерным для волны H_{11} круглого волновода. На рисунке 4 показаны четыре фазы существования этой волны, разделенные промежутком времени, равным четверти периода колебаний.



рисунк 4. Четыре последовательные фазы волны на выходе резонатора

Таким образом, результаты численного моделирования подтверждают сделанные выше предположения о структуре электромагнитного поля в резонаторе с металлической пластиной.

Отметим особо, что циркулярно поляризованная волна в резонаторе сформировалась на расстоянии порядка четверти длины волны, что в несколько раз меньше, чем расстояние, требуемое для формирования волны в поляризаторе с гребенчатой структурой. Кроме того, такой резонатор фактически заменяет три устройства: коаксиально-волноводный переход, поляризатор и излучатель.

3. Практическая реализация

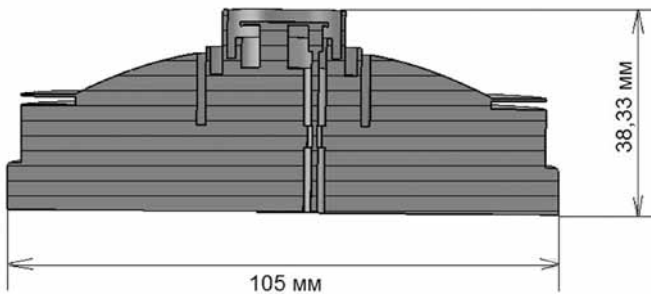
Для проверки приведённых выше теоретических соображений и результатов численного моделирования был спроектирован, изготовлен и испытан опытный образец слабонаправленной антенны, использующей свойства волноводных волн в некоаксиальном цилиндрическом резонаторе. На рисунке 5 показаны внешний вид и продольное сечение антенны.

Ниже представлены основные результаты испытаний антенны. На рисунке 6 приведены графики расчетной и экспериментально измеренной зависимости коэффициента стоячей волны по напряжению (КСВн) антенны от частоты. Отметим, что, помимо хорошего совпадения результатов расчёта и эксперимента, графики демонстрируют замечательное согласование антенны в рабочей полосе частот (выделена зелёным на рисунке 6), значение КСВн в которой не превышает величины 1,08, в то время как приемлемой величиной для малонаправленных антенн считается $1,4 \div 1,6$.

На рисунке 7а показана карта линий равного уровня амплитудной диаграммы направленности (ДН) антенны на центральной частоте рабочего диапазона, построенная по результатам измерений.



а



б

рисунок 5. Внешний вид (а) и продольное сечение антенны на волноводных волнах (б)

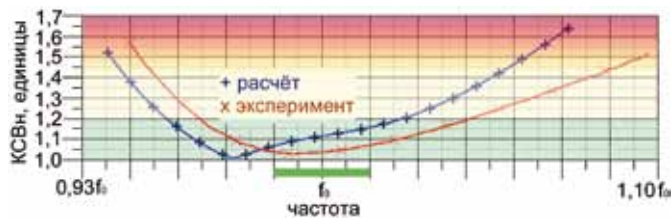
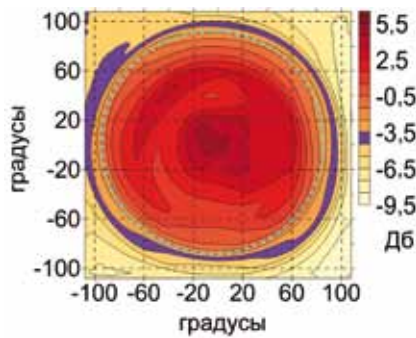
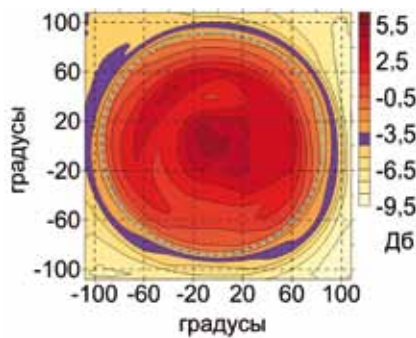


рисунок 6. Частотная зависимость КСВн антенны на волноводных волнах



а



б

рисунок 7. Карта линий равного уровня диаграммы направленности по амплитуде (а) и по коэффициенту эллиптичности (б)

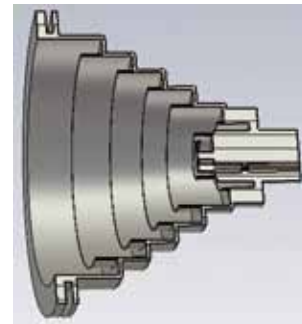
Штриховой линией на рисунке 7а обведена окружность, соответствующая границе передней полушеры пространства перед антенной. Из рисунка видно, что уровень амплитудной диаграммы направленности внутри и на границе окружности не опускается ниже минус 3,5 дБ относительно уровня излучения изотропной антенны. При этом типичное требование, предъявляемое к слабонаправленным антеннам по уровню излучения на краю передней полусферы, составляет минус 6 ± минус 10 дБ.

На рисунке 7б показана карта линий равного уровня поляризационной диаграммы направленности антенны на центральной частоте рабочего диапазона, построенная по результатам измерений.

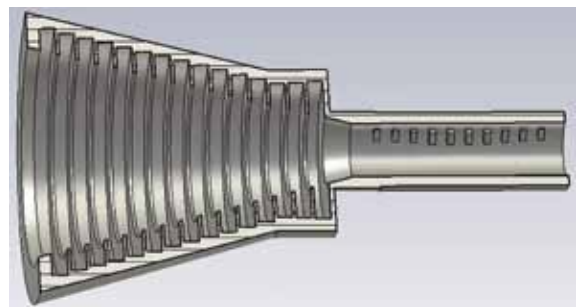
Из рисунка видно, что по измеренным значениям коэффициента эллиптичности излучаемой электромагнитной волны антенна на волноводных волнах также соответствует обычно предъявляемым к таким антеннам требованиям.

4. Перспективные разработки

Помимо описанной выше слабонаправленной антенны, был спроектирован и изготовлен опытный образец направленной антенны, предназначенной для формирования узкой диаграммы направленности излучения. Эскиз этой антенны показан на рисунке 8а. В настоящее время антенна проходит испытания. По своим радиотехническим характеристикам разработанная антенна соответствует существующей антенне, эскиз которой показан на рисунке 8б.



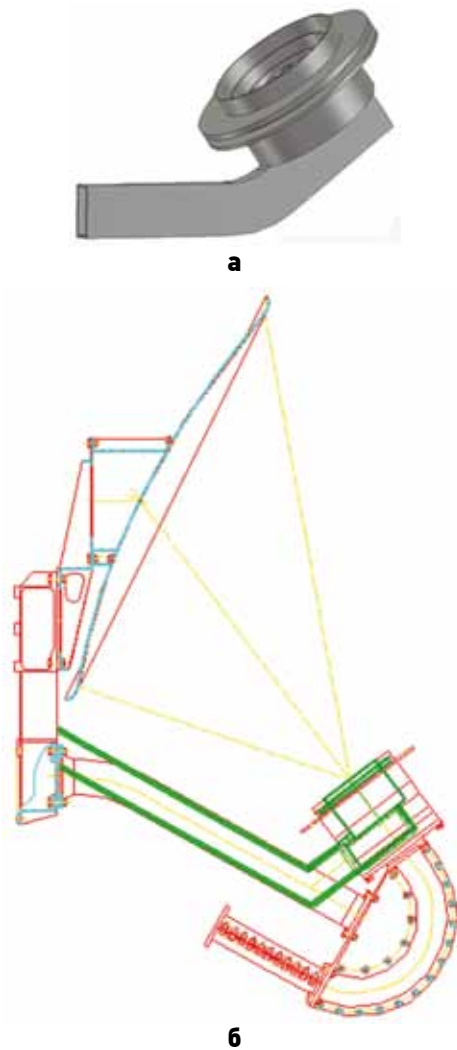
а



б

рисунок 8. Опытный образец (а) и существующая (б) направленная антенна на волноводных волнах

Отметим, что по сравнению с традиционно применяемыми рупорными антеннами в конструкции



а – облучатель;
б – эскиз зеркальной антенны.
рисунок 9. Зеркальная антенна с облучателем эллиптической поляризации на волноводных волнах

опытного образца антенны не требуется поляризатор, что сокращает общую длину устройства на 25÷30 %. Уменьшается также и масса. При этом существующая антенна (рисунок 8б) должна комплектоваться ещё и коаксиально-волноводным переходом.

Ещё одной перспективной разработкой на основе волноводных волн в цилиндрическом некоаксиальном резонаторе является облучатель зеркальной антенны, предназначенный для использования в изделиях предприятия. Его эскиз приведён на рисунке 9а.

Помимо уменьшения длины самого облучателя, обусловленной отсутствием поляризатора, предложенная компоновка резонатора, возбуждаемого стержнем, связанным сквозь узкую стенку питающего волновода с его внутренним объёмом, позволяет заметно уменьшить габариты и массу зеркальной антенны в целом, как показано на рисунке 9б. Красным цветом на рисунке 9б выделен контур существующей конструкции, зелёным – то, как будет выглядеть узел облучателя при использовании антенны на волноводных волнах.

заключение

Изложенные в статье теоретические представления и предложенные на их основе конструктивные решения показывают перспективность использования антенн на волноводных волнах в различных антенных системах, особенно учитывая тот факт, что рассматриваемые антенны не содержат диэлектрических материалов, применение которых не всегда возможно.

Авторы выражают благодарность В.П. Бычкову за помощь в написании данной статьи.

список литературы

Бычков В.П. Новые методы измерения параметров поляризации антенн космических аппаратов с использованием поляризационной диаграммы // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 22-28.

Вайнштейн Л.А. Электромагнитные волны. М.: Советское радио, 1957. 581 с.

Гольдштейн Л.Д., Зернов Н.В. Электромагнитные поля и волны. М.: Советское радио, 1971. 662 с.

Маишков В.И. К вопросу юстировки остронаправленной антенны по Солнцу в системе координат поворотного устройства с горизонтальными осями X-Y // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 41-48.

Нефёдов Е.И. Открытые коаксиальные резонансные структуры. М.: Наука, 1982. 220 с.

Пригода Б.А. Конструктивный синтез спиральных антенн // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 1. С. 42-49.

Сазонов Д.М. Антенны СВЧ. М.: Высшая школа, 1988. 432 с.

Сестрорецкий Б.В., Дризе М.А., Иванов С.А., Бережной С.Н., Климов К.Н. Проектирование поляризационных трактов спутниковых антенн С-диапазона с двумя совмещенными каналами приема-передачи // Международная конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии», 10-14 сентября, 2001: Материалы конференции. Севастополь. 2001. Секция 4: Антенны и антенные элементы. Ст. 4.12. С. 344-345.

Хартов В.В. Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 3-10.

Gary A. Thiele, Phil L. Detweiler, and Robert P. Penno. On the Lower Bound of the Radiation Q for Electrically Small Antennas // IEEE Transactions on Antennas and Propagation. 2003. V. 51, №. 6. P. 1263-1268.

Wheeler H.A. Fundamental Limits of Small Antennas // Proceedings of the I.R.E. (IEEE), December 1947. P. 1479-1484.

Статья поступила в редакцию 15.10.2013 г.

КОРРЕКТИРУЮЩАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА С АБЛЯЦИОННЫМ ИМПУЛЬСНЫМ ПЛАЗМЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Н.Н. Антропов,
кандидат технических наук*,
riame3@sokol.ru;
N.N. Antropov***

А.В. Богатый*,
riame3@sokol.ru;
A.V. Bogatyy***

Г.А. Дьяконов,
кандидат технических наук*,
riame3@sokol.ru;
G.A. Dyakonov***

Н.В. Любинская*,
riame3@sokol.ru;
N.V. Lyubinskaya***

Г.А. Попов,
академик РАН, профессор,
доктор технических наук*,
riame@sokol.ru;
G.A. Popov***

С.А. Семенухин,
кандидат технических наук*,
riame3@sokol.ru;
S.A. Semenikhin***

В.С. Харламов,**
niiks@khrunichev.com;
V.S. Kharlamov****

В.Н. Яковлев*,
riame3@sokol.ru;
V.N. Yakovlev***

Корректирующая двигательная установка (КДУ) с абляционным импульсным плазменным двигателем (АИПД) выбрана для управления движением низкоорбитальных малых космических аппаратов (МКА) на основе анализа КДУ с различными двигателями. Приведены результаты разработки КДУ с АИПД нового поколения для МКА «Союз-Сат-О», а также результаты модернизации этой КДУ с целью улучшения характеристик.

Ключевые слова:
абляционный импульсный плазменный двигатель;
малый космический аппарат.

ВВЕДЕНИЕ

Низкоорбитальные малые космические аппараты массой от нескольких десятков до нескольких сотен килограмм находят всё более широкое применение при решении прикладных и научных задач в космосе.

Использование на МКА КДУ малой тяги позволит решать такие задачи, как поддержание параметров орбиты для компенсации торможения МКА в остаточной атмосфере, коррекция орбиты, управление

* Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (НИИ ПМЭ МАИ), Россия, г. Москва.

** Научно-исследовательский институт космических систем имени А.А. Максимова – филиал Государственного космического научно-производственного центра имени М.В. Хруничева, Россия, Московская область, г. Юбилейный.

CORRECTING PROPULSION SYSTEM WITH ABLATIVE PULSED PLASMA THRUSTER FOR SMALL SPACECRAFT

Ю.Т. Даньшов,
старший научный сотрудник,
кандидат технических наук**,
niiks@khrunichev.com;
Yu. T. Danshov****

И.Л. Нечаев*,
riame3@sokol.ru;
I.L. Nechayev***

В.К. Тютин*,
старший научный сотрудник,
кандидат технических наук*,
riame3@sokol.ru;
V.K. Tyutin***

Correcting propulsion system (CPS) with ablative pulsed plasma thruster (APPT) is selected for motion control of low-orbiting small spacecraft (SSC) basing on analysis of CPS with different thrusters. The article presents results of development of CPS with new generation APPT for «Soyuz-Sat-O» SSC as well as results of CPS modernization for the purpose of its characteristics improvement.

Keywords:
ablative pulsed plasma engine;
small spacecraft.

угловым положением МКА и другие. В таких двигательных установках наиболее целесообразно использовать электроракетные двигатели (ЭРД) мощностью 50...200 Вт, позволяющие значительно уменьшить затраты рабочего вещества на управление движением МКА, повысить точность управления и срок активного существования МКА.

Исследования показали, что одним из перспективных ЭРД малой мощности для управ-

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

**** Maksimov Space Systems Research Institute – Branch of the Khrunichev State Research and Production Space Center, Russia, Moscow region, Yubileyny.

ления движением МКА является АИПД нового поколения, разработанный в НИИ ПМЭ МАИ в последние годы.

К настоящему времени в НИИ ПМЭ МАИ созданы лабораторные модели, прототипы лётных образцов и лётные образцы АИПД нового поколения со значительно улучшенными удельными характеристиками по сравнению с характеристиками АИПД первого поколения (*Антропов Н.Н. и др.*, 2011; *Антропов N. et al.*, 2012; *Антропов N. et al.*, 2004; *Popov G.A., Antropov N.N.*, 2007).

В данной статье проведен сравнительный анализ характеристик КДУ с различными двигателями малой тяги и рассмотрены возможности использования АИПД нового поколения для управления движением МКА. Приведены результаты разработки КДУ с двигателем АИПД-155 для МКА «Союз-Сат-О» и модернизированного варианта этой КДУ (с двигателем АИПД-155М) с улучшенными характеристиками.

1. Анализ и выбор КДУ для низкоорбитальных МКА

Растущие требования к функциональным возможностям низкоорбитальных МКА диктуют необходимость использования в их составе КДУ с высоким удельным импульсом тяги, способных обеспечивать высокую точность управления движением МКА в течение всего срока активного существования в условиях жестких ограничений на массогабаритные параметры и потребление электроэнергии.

В качестве общих требований, предъявляемых к КДУ космических аппаратов массой от 50 кг до 400 кг, можно выделить следующие:

- простота, надежность и низкие затраты на производство и функционирование;
- значения единичного импульса тяги в диапазоне 0,5...5 мН×с и потребляемой мощности от 50 Вт до 200 Вт, что позволяет реализовать прецизионное и экономичное управление движением различных МКА и даёт возможность парировать возмущающие их движение факторы на высотах от 450 км и выше;
- удельный импульс тяги, превышающий 10 км/с, что обеспечивает значения характеристической скорости, необходимые для активного существования МКА в течение 5 лет и более;
- способность к регулированию тяги без снижения эффективности рабочего процесса;
- приемлемые массогабаритные характеристики.

В статье проведен анализ характеристик КДУ с двигателями различных типов для МКА «Союз-Сат-О» многофункциональной космической системы Союзного государства России и Беларуси. Для этого МКА массой 240 кг планируется круговая солнечно-синхронная орбита высотой 575 км и наклоном 97,7 градусов. Основные характеристики МКА «Союз-Сат-О» приведены в

работах (*Антропов N. et al.*, 2012; *Menshikov V. et al.*, 2011).

На основе баллистических расчётов параметров орбитального движения, проведенных для МКА «Союз-Сат-О», был определен суммарный импульс тяги КДУ, необходимый для управления движением этого МКА. Расчёты показали, что для поддержания орбиты МКА «Союз-Сат-О» по высоте и наклону и компенсации воздействия возмущающих его движение факторов в течение срока активного существования (пять лет), а также для проведения коррекций орбиты МКА необходим суммарный импульс тяги КДУ, равный 30 кН×с.

При сравнительном анализе характеристик КДУ для МКА рассматривались двигатели малой тяги:

- гидразиновый термokatалитический двигатель (ТКД) разработки ОКБ «Факел» (*Арhipов B.A. et al.*, 1997);
- аммиачный электронагревный двигатель (АЭНД) разработки НИИ электромеханики (*Антропов N. et al.*, 2004);
- стационарный плазменный двигатель (СПД) мощностью 100 Вт разработки ОКБ «Факел» (*Арhipов B. et al.*, 2000);
- абляционный импульсный плазменный двигатель нового поколения АИПД-45-2 с энергией разряда 55 Дж разработки НИИ ПМЭ МАИ (*Антропов Н.Н. и др.*, 2011).

Результаты расчётов характеристик КДУ, выполненных применительно к МКА «Союз-Сат-О» при величине суммарного импульса тяги 30 кН×с, приведены в таблице 1. Для расчётов использованы значения параметров рассматриваемых двигателей, приведенные в указанных выше работах.

таблица 1 – Сравнительные характеристики КДУ для МКА

параметр КДУ	тип двигателя КДУ			
	ТКД	АЭНД	СПД	АИПД
мощность, Вт	10	100	100	150/75
средняя тяга, мН	98	49	5-7	2,9/1,44
удельный импульс тяги, км/с	2,2	1,65	8-10	11
суммарный импульс тяги, кН×с	30	30	30	30
масса рабочего тела, кг	13,6	18,2	3,3	2,7
полная масса, кг	25,9	27,3	13,9	11,4
эффективный удельный импульс тяги, км/с	1,16	1,1	2,16	2,63

Из этой таблицы видно, что из-за больших значений массы рабочего тела полные массы КДУ с термokatалитическим двигателем и с аммиачным электронагревным двигателем существенно превосходят значения (~15 кг), рекомендуемые для МКА массой до 250...300 кг, и использование таких двигателей на МКА «Союз-Сат-О» не целесообразно.

Из рассмотренных вариантов только КДУ с СПД малой мощности и с АИПД удовлетворяют основным требованиям, предъявляемым к двигательным установкам МКА. Преимуществом СПД по сравнению с АИПД является более высокая тяга, что позволяет проводить коррекцию орбиты МКА в более короткие сроки.

Двигательная установка с АИПД имеет преимущество перед КДУ с СПД в удельном импульсе тяги, полной массе и в эффективном удельном импульсе тяги, равном отношению суммарного импульса тяги к полной массе двигательной установки. Достоинствами АИПД являются также простота конструкции, меньшие по сравнению с СПД затраты на производство и эксплуатацию, возможность регулирования тяги за счёт изменения частоты следования разрядных импульсов.

Анализ возможностей использования КДУ с АИПД показывает, что основные задачи управления движением низкоорбитальных МКА массой от 50 кг до 400 кг могут быть решены с помощью АИПД нового поколения (таблица 2).

таблица 2 – Параметры КДУ с АИПД нового поколения для управления движением МКА различной массы

параметры КДУ с АИПД	масса МКА, кг		
	50...150	150...250	250...400
мощность, Вт	50...100	100...150	150...200
энергия разряда, Дж	20...50	50...100	100...150
средняя тяга, мН	1,0...1,8	1,8...2,7	2,7...5,0
удельный импульс тяги, км/с	7...10	10...15	15...17
суммарный импульс тяги, кН×с	6...18	18...30	30...48
масса рабочего тела, кг	0,86...1,8	1,8...2	2...2,82
полная масса, кг	5,8...10,3	10,3...15	15...20,9

Выполненные оценки показывают, что КДУ с АИПД по своим тягово-энергетическим и массовым параметрам отвечает совокупности требований, предъявляемых к КДУ МКА, и обеспечивает решение широкого класса задач управления движением МКА.

2. Разработка КДУ с АИПД для экспериментальной модели МКА «Союз-Сат-О»

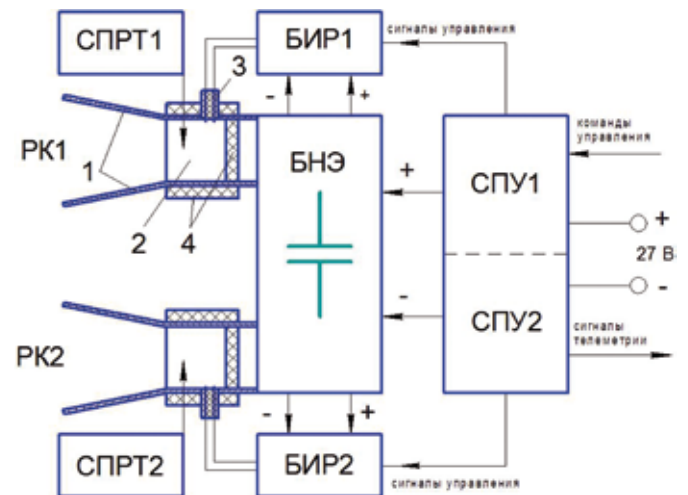
Экспериментальная модель МКА «Союз-Сат-О» является первым образцом МКА, создаваемого для многофункциональной космической системы (МФКС) Союзного государства России и Беларуси. Разработка и изготовление экспериментальной модели «Союз-Сат-О» для МФКС выполнены НИИ космических систем им. А.А. Максимова и ПО «Полёт» (*Menshikov V. et al., 2011*).

КДУ с двигателем АИПД-155 создана в НИИ ПМЭ МАИ для МКА «Союз-Сат-О» и предназначена для поддержания и коррекции орбиты этого

космического аппарата. КДУ с АИПД-155 является двухрежимной и имеет два разрядных канала с боковой подачей рабочего вещества. Заданная средняя мощность КДУ с АИПД-155 при энергии разряда 85 ± 5 Дж составляет 140 ± 10 Вт на первом режиме и 70 ± 5 Вт – на втором режиме. Наличие двух разрядных каналов в АИПД-155 позволяет повысить надёжность КДУ и одновременно уменьшить габариты системы подачи рабочего тела.

В состав КДУ с АИПД-155 входят следующие элементы: блок накопителя энергии (БНЭ) с электродами, образующими два разрядных канала РК1 и РК2; две системы подачи рабочего тела (СПРТ); два блока инициирования разряда (БИР) с иницирующими свечами; блок системы питания и управления (БПУ) с двумя подсистемами СПУ1 и СПУ2; четыре шашки рабочего вещества (фторопласта) и два защитных экрана. Структурная схема КДУ с АИПД-155 показана на рисунке 1.

Конденсаторный накопитель энергии, электрически связанный с электродами, заряжается с помощью БПУ от бортового источника электропитания напряжением 27 В.



РК1, РК2 – разрядные каналы;
БНЭ – блок накопителя энергии;
СПУ1, СПУ2 – подсистемы БПУ;
БИР1, БИР2 – блоки инициирования разряда;
СПРТ1, СПРТ2 – системы подачи рабочего тела;
1 – электроды;
2 – фторопластовые шашки;
3 – иницирующая свеча;
4 – изоляторы.

рисунок 1. Структурная схема КДУ с АИПД-155

Каждый из разрядных каналов АИПД-155 выполнен по схеме рельсового ускорителя плазмы. Инициирование импульсного разряда в канале АИПД происходит с помощью БИР в результате искрового разряда в иницирующей свече и последующего электрического пробоя между электродами. Плазменный сгусток образуется в результате абляции и последующей ионизации фторопласта в импульсном электрическом разряде. Ускорение плазмы осуществляется в основном продольной электромагнитной силой, а также силой газодина-

мического давления.

Разрядные каналы РК1 и РК2 работают поочередно по заданной циклограмме, и в каждый момент времени работает только один разрядный канал.

Средняя потребляемая мощность и средняя тяга двигательной установки изменяются путём включения одной или двух подсистем БПУ (СПУ1, СПУ2) и соответствующего изменения частоты следования разрядных импульсов. В КДУ с АИПД-155 значение этой частоты составляет $1,4 \pm 0,2$ Гц на первом режиме и $0,7 \pm 0,1$ Гц – на втором режиме.

Внешний вид образца КДУ с АИПД-155 показан на рисунке 2.



рисунок 2. Внешний вид образца КДУ с АИПД-155

Для испытаний были изготовлены два образца КДУ с двигателем АИПД-155: образец № 1 – для квалификационных испытаний и образец № 2 – для испытаний в составе экспериментальной модели МКА «Союз-Сат-О».

3. Результаты испытаний КДУ с АИПД-155

Образец КДУ с АИПД-155 № 1 прошёл квалификационные испытания и в том числе:

- испытания по определению потребляемой мощности, а также тяговых и удельных параметров;
- механические испытания;
- тепловакуумные испытания;
- длительные испытания.

Для определения тяговых и удельных параметров КДУ с АИПД-155 для каждого из разрядных каналов при испытаниях измерялись: энергия импульсного разряда, средняя тяга, средний расход рабочего вещества за импульс и частота следования разрядных импульсов.

Для контроля теплового состояния двигательной установки в процессе испытаний с помощью температурных датчиков, установленных в БНЭ и БПУ, проводились измерения температур этих блоков.

Механические испытания КДУ с АИПД-155 включали испытания на воздействие статических,

вибрационных, ударных нагрузок.

При тепловакуумных испытаниях моделировались процессы периодического охлаждения и нагрева двигательной установки на борту МКА в условиях космического пространства.

Длительные испытания были проведены с целью определения суммарного импульса тяги КДУ с АИПД-155, а также для проверки работоспособности КДУ с АИПД-155 и стабильности тяговых параметров в процессе длительной работы.

Методика испытаний приведена в работе (*Antropov N. et al.*, 2012). Результаты испытаний подтвердили работоспособность КДУ с АИПД-155 и соответствие её параметров заданным значениям.

Изменение температур БНЭ и БПУ в КДУ с АИПД-155 при работе разрядного канала РК2 на первом режиме иллюстрирует рисунок 3.

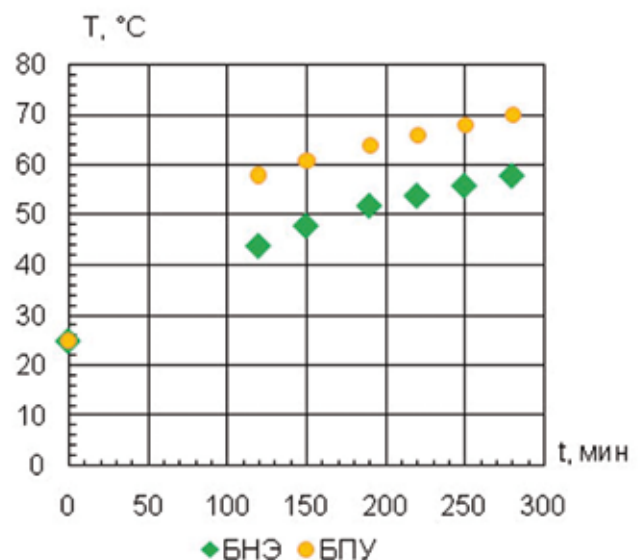


рисунок 3. Зависимости температур БНЭ и БПУ от длительности работы разрядного канала РК2 на первом режиме (при частоте $\sim 1,4$ Гц)

Видно, что при непрерывной работе КДУ с АИПД-155 в течение ~ 5 часов на максимальной мощности, соответствующей первому режиму, температуры БПУ и БНЭ не превышали соответственно 70°C и 60°C , что вполне допустимо для АИПД-155.

В процессе механических и тепловакуумных испытаний КДУ с АИПД-155 выдержала требуемые механические и тепловые нагрузки.

Полное число импульсов АИПД-155 за время длительных испытаний было равно $1,01 \times 10^6$. По результатам этих испытаний суммарный импульс тяги P_Σ двигателя АИПД-155 составил $31,2 \text{ кН}\cdot\text{с}$, что согласуется с заданной величиной P_Σ ($30 \text{ кН}\cdot\text{с}$).

По результатам квалификационных испытаний образца КДУ с АИПД-155 № 1 конструкция КДУ была усовершенствована. Для комплексных испытаний КДУ с АИПД-155 в составе экспериментальной модели МКА «Союз-Сат-О» был изготовлен образец КДУ с АИПД-155 № 2 с использованием

откорректированной конструкторской документации и проведены его приёмочные испытания.

Согласно данным испытаний КДУ с двигателем АИПД-155 имеет следующие параметры:

- энергия разряда – 87,1 Дж;
- средняя мощность на первом режиме – 146,6 Вт, на втором – 73,9 Вт;
- средняя тяга разрядного канала РК1 на первом режиме – 2,88 мН, на втором – 1,42 мН;
- средняя тяга разрядного канала РК2 на первом режиме – 2,9 мН, на втором – 1,44 мН;
- удельный импульс тяги – 13,6 км/с;
- полная масса – 14,13 кг;
- эффективный удельный импульс тяги – 2,21 км/с.

После завершения в НИИ ПМЭ МАИ испытаний корректирующей двигательной установки с АИПД-155 проведены комплексные испытания этой КДУ в ПО «Полёт» в составе экспериментальной модели МКА «Союз-Сат-О».

4. Модернизация КДУ с АИПД-155

После создания КДУ с АИПД-155 в НИИ ПМЭ МАИ была разработана модернизированная КДУ с двигателем АИПД-155М, которая может использоваться на различных низкоорбитальных МКА. Целью модернизации КДУ с АИПД-155 являлось повышение надёжности, улучшение характеристик и расширение возможностей КДУ по управлению движением МКА.

КДУ с АИПД-155М отличается от КДУ с АИПД-155 только накопителем энергии, выполненным на базе новых отечественных конденсаторов. По сравнению с конденсаторами, использованными в АИПД-155, конденсаторы АИПД-155М при одинаковых габаритных размерах не чувствительны к потере герметичности, имеют повышенную надёжность, увеличенные ёмкость и рабочее напряжение, а также рассчитаны на более высокие разрядные токи, что в совокупности позволяет увеличить энергию разряда и улучшить удельные параметры АИПД.

Испытания показали работоспособность и заметное улучшение характеристик АИПД-155М. В соответствии с результатами испытаний КДУ с АИПД-155М имеет следующие параметры:

- энергия разряда – 114 Дж;
- средняя мощность на первом режиме – 140 Вт;
- средняя тяга на первом режиме – 2,6 мН;
- удельный импульс тяги – 16 км/с;
- полная масса – 15 кг;
- суммарный импульс тяги – 36 кН×с;
- эффективный удельный импульс тяги – 2,4 км/с.

КДУ с АИПД-155М вследствие увеличения энергии разряда по сравнению с АИПД-155 имеет более высокий удельный импульс тяги (16 км/с), что при неизменном запасе рабочего вещества позволяет увеличить суммарный импульс тяги до 36 кН×с, а эффективный удельный импульс тяги – до 2,4 км/с.

Таким образом, КДУ с АИПД-155М с улучшенными характеристиками даёт возможность расширить диапазон задач по управлению движением низкоорбитальных МКА.

заключение

Определены рациональные параметры КДУ с АИПД нового поколения разработанной в НИИ ПМЭ МАИ, для решения основных задач управления движением МКА различной массы.

Созданная для МКА «Союз-Сат-О» многофункциональной космической системы Союзного государства России и Беларуси КДУ с АИПД-155 прошла полный цикл наземной экспериментальной отработки в составе экспериментальной модели МКА «Союз-Сат-О».

С целью расширения возможностей КДУ по управлению движением МКА проведена модернизация АИПД-155 и разработана КДУ с двигателем АИПД-155М, в которой используется накопитель энергии повышенной надёжности с улучшенными параметрами. Модернизация позволила увеличить в АИПД-155М удельный импульс тяги до 16 км/с, суммарный импульс тяги до 36 кН×с и эффективный удельный импульс тяги до 2,4 км/с.

список литературы

Антропов Н.Н., Богатый А.В. и др. Новый этап развития абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 30-40.

Antropov N., Danshov Yu. et al. Ablative Pulsed Plasma Thruster for the Small Satellite «Soyuz-Sat-O» // Space Propulsion 2012, Bordeaux, France, 7-10 May 2012.

Antropov N., Diakonov G. et al. Correction Propulsion System with Ablative Pulsed Plasma Thrusters for Unified Space Platform «Vulcan» // The 4th International Spacecraft Propulsion Conference, Cagliari, Sardinia, Italy, 2-9 June 2004.

Arhipov B., Kim V. et al. Small SPT Unit Development and Tests // The 3rd International Conference on Spacecraft Propulsion, Cannes, France, 10-13 October 2000.

Arhipov B.A., Vinogradov V.N. et al. Development and Application of Electric Thrusters at EDB «Fakel» // The 25th International Electric Propulsion Conference, Cleveland, Ohio, USA, 24-28 August 1997.

Menshikov V., PushkarSKIY S. et al. Earth Observation Low-Sized Satellite «Soyuz-Sat-O» for Multifunctional Space System // The 8th Symposium on Small Satellites for Earth Observation, Berlin, Germany, 4-8 April 2011.

Popov G.A., Antropov N.N. Development of Next Generation APPT at RIAME // The 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, 17-20 September 2007.

Статья поступила в редакцию 13.02.2013 г.

НАСТРОЙКА И ЮСТИРОВКА ВСТРОЕННОГО УСТРОЙСТВА КАЛИБРОВКИ АСТРОДАТЧИКА ДЛЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



А.Г. Ершов,
Открытое акционерное общество
«ГОИ им. С.И. Вавилова»,
Россия, Санкт-Петербург,
ers@npkgoi.ru;
A.G. Ershov

Описываются методы и приёмы настройки и юстировки встроенного в объектив астродатчика устройства калибровки, создающего в фокальной плоскости объектива два точечных изображения (искусственные звезды) с заданными положениями от главного фокуса и значениями потоков. Устройство предназначено для функционального контроля в процессе эксплуатации астродатчика на орбите. В статье рассмотрены также настроечный стенд и юстировочные операции предназначенные для приведения измеряемых параметров к техническим требованиям, особенности привязки двух точечных изображений к собственной приборной системе координат астродатчика и особенности измерения потоков с помощью ПЗС-камеры.

Ключевые слова:
юстировка; неопределённость; астродатчик;
космический аппарат; искусственная звезда.

ВВЕДЕНИЕ

Астродатчики входят в систему управления космического аппарата (КА) и предназначены для определения положения осей КА относительно звёздного неба. Идентификация наблюдаемой части звездного неба происходит путем сравнения картинки в фокальной плоскости с каталогом звезд, находящимся в памяти астродатчика или системы управления КА. При выводе на орбиту астродатчик испытывает сильные механические воздействия, а в процессе эксплуатации на орбите КА подвергается неравномерному охлаждению и нагреву. Аналогичные процессы испытывают и составные части астродатчика: объектив, посадочная плоскость, бленда. Термические и механические деформации объектива могут приводить к его расфокусировке и дополнительным абберациям, величины которых плохо прогнозируются. Для измерения отклонений от нормальных условий используют устройства калибровки – внешние и внутренние, их общее наименование «устройства функционального контроля», в литера-

ADJUSTMENT AND ALIGNMENT OF STAR TRACKER INTERNAL CALIBRATION DEVICE FOR UNMANNED SPACECRAFT

The article describes adjustment and alignment methods of internal calibration device installed into star tracker object glass, forming 2 point images (artificial stars) in object glass focal plane with specified flux values and positions versus prime focus. The device is intended for star tracker orbit operation control. Also article considers adjustment stand and alignment actions matching the measured parameters in line with the technical requirements, associating features of 2 point images to its own star tracker coordination system as well as features of flux measuring by CCD cameras.

Key words:
alignment; uncertainty; star tracker; spacecraft;
artificial star.

туре встречается еще название «канал геометрического эталона» (Колосов М.П. и др., 1998; Генгарт А.Я. и др., 2010).

Описаний устройств функционального контроля мало, что отчасти связано с нежеланием производителей астродатчиков раскрывать ключевые аспекты точностных характеристик приборов. С целью диверсификации производства, нахождения на рынке лучших по соотношению цена/качество комплектующих бывает выгодно разделить процесс изготовления составных частей астродатчиков и поручить изготовление комплектующих специализированным предприятиям. Это в полной мере относится и к важнейшим компонентам астродатчика, какими являются объектив и светозащитная бленда.

В Государственном оптическом институте имени С.И. Вавилова было спроектировано оптическое устройство для астродатчика АД-1, окончательную сборку которого производило предприятие МОКБ

«Марс» (www.mars-mokb.ru). Устройство включало в себя светозащитную бленду с высоким коэффициентом ослабления внеосевого источника излучения, светозащитную шторку, предохраняющую от прямой засветки фоточувствительную матрицу астродатчика, и широкоугольный объектив с радиационно-стойкими стеклами и устройством внутреннего контроля и калибровки. Производство оптических устройств для астродатчиков типа АД-1 для МОКБ «Марс» ГОИ начал в 2004 году.

В состав оптического устройства, помимо светозащитной бленды со светозащитной шторкой, входит объектив с блоком функционального контроля, который формирует в фокальной плоскости объектива два точечных изображения. В конструкции объектива использовано внутреннее устройство калибровки, построенное по автоколлимационной схеме (рисунок 1) и представляющие собой два встроенных источника излучения на базе светодиодов ЗЛ149А – 1, освещающих две точечные диафрагмы – 2, стоящих в плоскости, сопряжённой с фокальной; поворотное зеркало – 3, направляющее излучение от диафрагм на выход объектива (автоколлимационный режим); автоколлимационное зеркало на выходе объектива – 4, направляющее излучение обратно в фокальную плоскость объектива – 5, в плоскости которой формируются два точечных изображения. Такая оригинальная схема была предложена сотрудниками ГОИ в 2001 г. (*Лустберг Э.А. и др., 2001*).

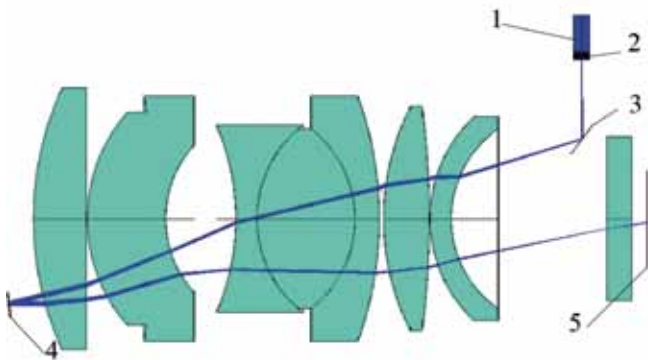


рисунок 1. Автоколлимационная схема функционального контроля

Задача, которую должен был решить юстировщик, состояла в настройке положения этих двух изображений относительно главного фокуса объектива и системы координат, связанной с посадочными поверхностями объектива, которые, в свою очередь, связаны с приборной системой координат (ПСК) АД-1. Второй задачей было выставление значения потоков этих изображений с помощью ослабляющих светофильтров, конструктивно расположенных перед точечными диафрагмами. Положения изображений диафрагм относительно ПСК АД-1 и заданные технические требования показаны на рисунке 2.

Изображение, ближайшее к центру системы координат, должно содержать поток в пределах $(2,5...3,5) \cdot 10^{-10}$ Вт, а дальнее изображение – в пределах $(2,0...2,4) \cdot 10^{-10}$ Вт. Соблюдать заданные техническими

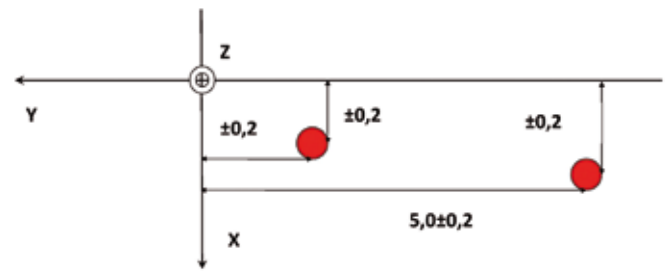


рисунок 2. Схема расположения изображений диафрагм в фокальной плоскости (размеры в мм)

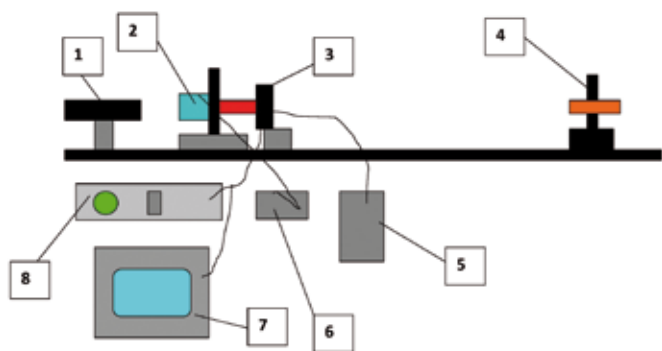
требованиями величины и допуски на них было нелегко. При этом необходимо было определить положение ПСК в фокальной плоскости объектива с учетом того, что визуализация проводилась не штатной ПЗС-матрицей АД-1, а матрицей, положение которой относительно фокальной плоскости и системы координат в процессе измерений специально изменялось. Поскольку спектральный диапазон излучения светодиодов находился в пределах $0,75...0,95$ мкм, а максимум – на $0,85$ мкм, использование средств визуального наблюдения и измерения представлялось весьма затруднительным, а ввиду малости требуемых значений потоков – практически невозможным. С другой стороны, внутренний диаметр конструкции посадочной части объектива был очень мал ($\varnothing 40...50$ мм) для использования стандартного оборудования (микроскопов, головок радиометров и специальных матриц, так называемых «beam profilers»). При этом необходимо было измерять потоки от точечных источников отдельно. В связи с вышеизложенным было принято решение об использовании к тому времени вступивших в широкое обращение ПЗС-камер типа КРС-190S, имеющих 1/3 дюймовую черно-белую матрицу и малогабаритную конструкцию. Эти камеры использовались в системах видеонаблюдения, а не как геометрические и фотометрические эталоны, поэтому необходимо было калибровать данную ПЗС-матрицу.

1. Установка для настройки и юстировки

Схема установки для настройки представлена на рисунке 3. Установка для настройки и юстировки встроенного устройства калибровки создана на базе оптической скамьи ОСК-2 и представляет собой оптический рельс, на котором располагается объективодержатель с объективом – 2, автоколлиматор типа АКТ-15 – 1, блок питания светодиодов – 6, ПЗС-камера – 3 с устройством её электропитания – 5, видеомонитор – 7 типа ВК50В60 с подсветом строки и осциллограф – 8 типа С1-57 с блоком выделения строки. Сигнал с матрицы поступал параллельно на осциллограф и видеомонитор, это позволяло визуализировать невидимое излучение от светодиодов, фиксировать и измерять положение их изображений.

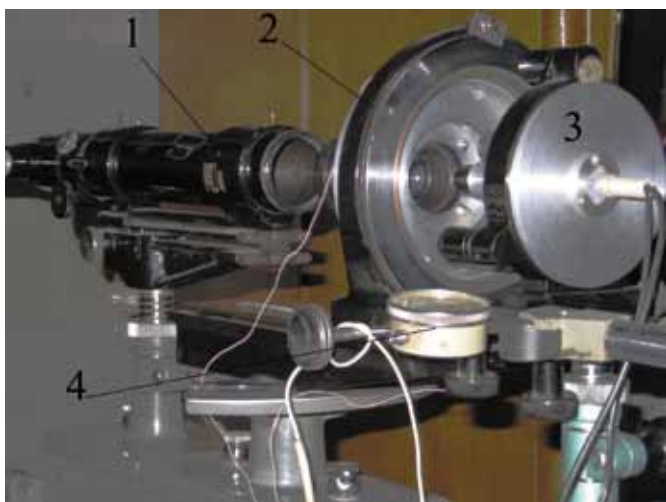
Для настройки установки дополнительно использовался теодолит – 4 типа ЗТ2КА, выполнявший роль встречного коллиматора и одновременно служивший

НАСТРОЙКА И ЮСТИРОВКА ВСТРОЕННОГО УСТРОЙСТВА КАЛИБРОВКИ АСТРОДАТЧИКА ДЛЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



рисунк 3. Схема установки для настройки и юстировки

устройством привязки шкалы автоколлиматора АКТ-15 к посадочным отверстиям объектива, которые, в свою очередь, были привязаны к ПСК АД-1. Отверстия калиброванные, изготовленные с высокой точностью, одно – цилиндрическое, второе – «бобовидной» формы. На рисунке 4 показана часть установки.



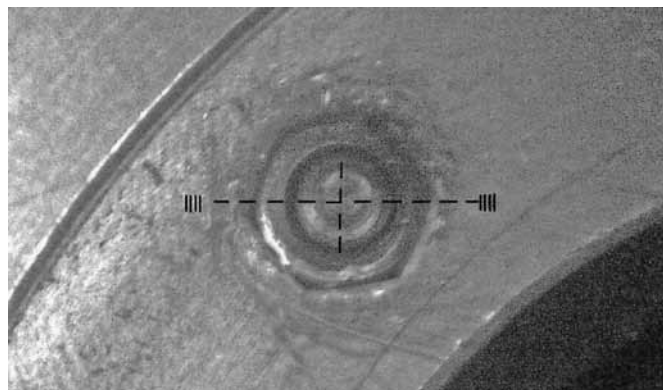
- 1 – автоколлиматор;
- 2 – объективодержатель с объективом (видны калиброванные винты);
- 3 – держатель ПЗС-камеры с ПЗС-камерой;
- 4 – индикатор типа ИЧ-1 в держателе.

рисунк 4. Часть установки

2. Методика настройки и юстировки

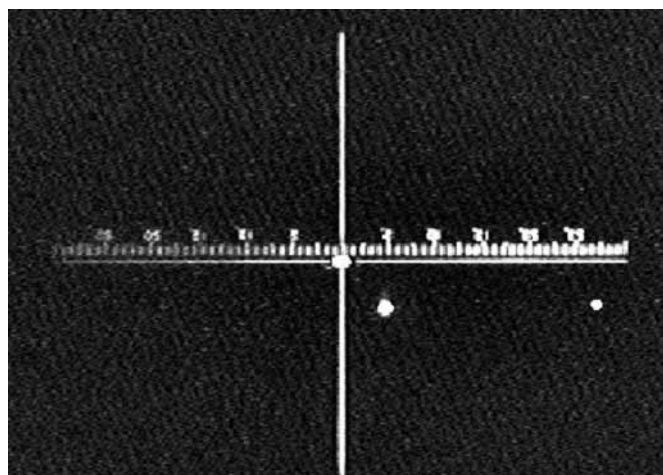
Процесс настройки и юстировки состоял из трёх этапов. На первом этапе определялось положение ПСК АД-1 в фокальной плоскости объектива. Конструктивно положение посадочной плоскости объектива было выполнено с малыми допусками перпендикулярно к его оптической оси, что позволило всю базировку установки осуществлять относительно этой плоскости. Относительно этой плоскости выставлялась ось визирования автоколлиматора АКТ-15, далее теодолит ЗТ2КА горизонтировался таким образом, чтобы его вертикальная ось была перпендикулярна горизонтальной оси шкалы автоколлиматора, а ось визирования совпадала с осью визирования АКТ-15. Объектив АД-1 крепился к посадочной плоскости объективодержателя с помощью четырёх винтов, два из которых были изготовлены с минимальными зазорами по отношению к посадочным

калибровочным отверстиям. Наблюдая положение центров этих винтов в теодолит и поворачивая объектив в объективодержателе, юстировщик устанавливал положение объектива, при котором ось, проходящая через центры калиброванных винтов, была перпендикулярна вертикальной оси теодолита. На рисунке 5 показан вид в окуляр теодолита при визировании на центр калиброванного винта.



рисунк 5. Вид в окуляр теодолита

Посредством теодолита осуществлялась привязка оси ОУ ПСК к горизонтальной шкале автоколлиматора АКТ-15. Ось ОУ была определена как линия горизонтальной шкалы автоколлиматора и параллельная прямой, проходящей через центры калиброванных винтов. Ось ОZ была перпендикулярна посадочной плоскости объектива и параллельна оси визирования АКТ-15. Ось ОX дополняла тройку до правой. Таким образом, осуществлялась привязка ПСК АД-1 к шкале АКТ-15. На втором этапе в фокальную плоскость объектива устанавливалась ПЗС-матрица и на экране монитора наблюдалась картина, идентичная рисунку 6.



рисунк 6. Изображение с экрана монитора

С учетом предварительно измеренного фокусного расстояния объектива шкала автоколлиматора была откалибрована в линейных единицах; помимо этого, при передвижении ПЗС-камеры параллельно оси ОУ смещение измерялось с помощью индикатора типа ИЧ-1 с ценой деления 0,01 мм. Таким образом, измерялись положения изображений «искусственных звезд»

в ПСК астродатчика. Настройка и юстировка производились с помощью точных слесарных операций шабровки и подгонки посадочных мест автоколлимационного зеркала объектива и блока светодиодов. Неопределённость измерения координат изображений «искусственных звезд» составила $\pm 0,01 \dots 0,02$ мм для доверительной вероятности 0,95, что согласовывалось с допусками. На третьем этапе потоки от «искусственных звезд» ослаблялись до требуемого уровня с помощью набора нейтральных светофильтров различной оптической плотности, которые устанавливались перед диафрагмами.

Измерения потоков проводились путём интегрирования по строкам с помощью осциллографа С1-57, неопределённость измерения составила $\pm 25\%$ от абсолютной величины для доверительной вероятности 0,95. Для осуществления данной операции была проведена предварительная калибровка ПЗС-камеры и измерение её спектральной чувствительности. Для проведения калибровки была создана простая установка на базе монохроматора в диапазоне длин волн 400...1100 нм, поток на выходе которого был измерен с помощью фотодиода ФД-24К с эталонной ампер-ваттной чувствительностью. Далее на выходе монохроматора устанавливалась ПЗС-камера и измерялся сигнал на ее выходе в зависимости от длины волны на выходе монохроматора. Относительная спектральная чувствительность ПЗС-камеры показана на рисунке 7.

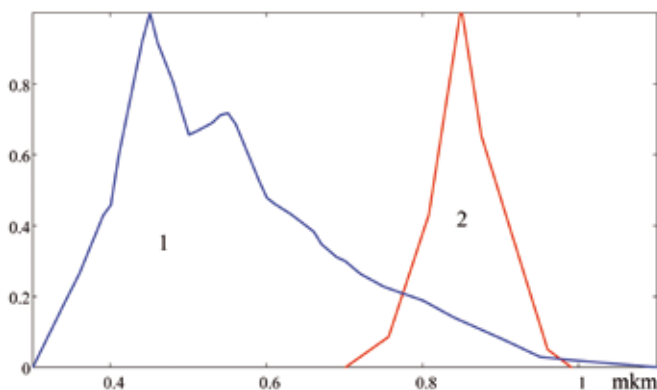


рисунок 7. Относительные спектральные чувствительности ПЗС-камеры (1) и светодиода 3Л149А (2)

Пороговый поток ПЗС-камеры в максимуме излучения светодиода 3Л149А составил 10^{-11} Вт. Неопределённость измеренного значения составила $\pm 25\%$ для доверительной вероятности 0,95. Интересно оценить полученные неопределённости применительно к неопределённости «привязки» астродатчика к космическому аппарату. В работе (Еришов А.Г., 2012) была оценена неопределённость привязки АД к космическому аппарату как величина, лежащая в диапазоне 10...50 угл. сек. Неопределённость привязки искусственных звезд к приборной системе координат в нашем случае складывается из неопределённости привязки ПСК к шкале автоколлиматора и неопределённости измерения положения центров искусственных звезд. Суперпозиция этих неопределённостей выразилась в результирующей неопределённости измерения координат искусственных

звезд 0,01...0,02 мм. Можно перевести эти величины в угловые с учетом того, что фокусное расстояние объектива $f' = 52$ мм: 40...80 угл. сек. Из сравнения этой неопределённости с неопределённостью привязки АД к космическому аппарату видно, что они соизмеримы. Если будет требоваться уменьшение неопределённостей измерения координат искусственных звезд в несколько раз, то это потребует изготовления установки нового качества.

заключение

Создана установка, отработаны и применены методики, настроены объективы астродатчиков в количестве среднесерийного производства. В результате проделанной работы показано, что настройку и юстировку оптического устройства для астродатчиков с паспортизацией параметров «привязки» к системе координат астродатчика можно производить отдельно от основного сборочного процесса астродатчика и на независимом предприятии. При этом не требуется специального оборудования, а можно использовать серийно производимое оборудование (оптическая скамья ОСК-2 с принадлежностями, индикатор типа ИЧ-1, видеокамера с видеомонитором и осциллографом, теодолит типа ЗТ2КА) с предварительной его калибровкой и поверкой для целей измерения. Это позволяет диверсифицировать процесс изготовления астродатчика и выбирать оптимального производителя комплектующих из имеющихся на рынке.

Автор выражает признательность своим коллегам — коллективу сотрудников ГОИ им. С.И. Вавилова под руководством главного конструктора Л.А. Мирзоевой, главного оптика Л.Н. Архиповой и главного метролога Э.В. Кувалдина — за большую работу по созданию и производству оптических устройств для астродатчиков типа АД-1, прошедших успешную эксплуатацию на отечественных и зарубежных космических аппаратах типа «КАЗСАТ», «МОНИТОР-Э», «ЭКСПРЕСС-МД1» и «ЭЛЕКТРО-Л».

список литературы

- Генгарт А.Я., Колосов М.П. Нерастраиваемые оптические системы угломеров с неподвижной линией визирования // Оптический журнал. 2010. Т. 88, № 10. С. 48-53.
- Еришов А.Г. Измерительная система координат космического лазерного высотомера-вертиканта, метод юстировки и анализ неопределённостей // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5. С. 73-79.
- Колосов М.П., Лысюк Ю.В. Анализ нерастраиваемых оптических систем угломеров с неподвижной линией визирования // Оптический журнал. 1998. Т. 65, № 8. С. 61-65.
- Лустберг Э.А., Маврина Н.Ю., Маковцов Г.А. Автоколлимационные схемы имитаторов звезд // Оптический журнал. 2001. Т. 68, № 2. С. 57-59.

Статья поступила в редакцию 07.05.2013 г.

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЁТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАЛОЙ ТЯГОЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЮПИТЕРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГРАВИТАЦИОННОГО МАНЁВРА У ЗЕМЛИ



*М.С. Константинов,
профессор,
доктор технических наук,
ФГБОУ ВПО «Московский
авиационный институт
(научно-исследовательский
университет)»,
Россия, Москва,
mkonst@bk.ru;
M.S. Konstantinov*

В статье проанализирована возможность использования гравитационного манёвра при перелёте к Юпитеру.

Показано преимущество использования гравитационного манёвра у Земли по сравнению с прямой схемой перелёта с точки зрения снижения энергетических затрат на перелёт.

Даны количественные и качественные оценки двух схем перелёта.

Ключевые слова:

*космический аппарат;
гравитационный манёвр;
оптимизация траектории.*

ВВЕДЕНИЕ

Перелёт от Земли к Юпитеру требует высоких энергетических затрат. Чтобы достичь окрестности Юпитера, стартуя с околоземной орбиты, требуются почти такие же затраты энергии для космического аппарата (КА), как для его первоначального вывода на орбиту. В связи с этим встаёт вопрос о нахождении способов для уменьшения необходимых энергетических затрат на перелёт.

Одним из возможных вариантов решения поставленной задачи является использование гравитационного манёвра. Идея гравитационного манёвра заключается в том, чтобы на гелиоцентрическом участке полёта КА войти в грависферу «промежуточной» планеты и за счёт воздействия этой планеты изменить величину и направление его скорости так, чтобы уменьшить необходимые для перелёта энергетические затраты. Под «промежуточной» планетой в данном случае понимается любая планета Солнечной системы.

Использование гравитационного манёвра повышает сложность оптимизации и технической реали-

TRAJECTORY OPTIMIZATION OF LOW-THRUST SPACECRAFT FOR JUPITER RESEARCH USING EARTH GRAVITY ASSIST MANEUVER



*А.А. Орлов,
ФГУП «НПО
им. С.А. Лавочкина»,
Россия,
Московская область,
г. Химки,
BossTanaka@rambler.ru;
A.A. Orlov*

The article reviews a possibility of using gravity assist maneuver during flight to Jupiter.

The article also presents an advantage of using of Earth gravity assistance in comparison with the direct flight trajectory in terms of reducing of required energy.

The quantitative and qualitative evaluations of two flight profiles are given.

Key words:

*spacecraft;
gravity assist maneuver;
trajectory optimization.*

зации схемы перелёта. Поэтому в данной статье для сравнения будет рассмотрен также вариант прямого перелёта (перелёта без использования гравитационного манёвра) и будет произведено количественное сравнение двух схем перелёта.

1. Схема перелёта КА

Анализируется транспортная космическая система на базе ракеты-носителя Ангара-А5, химического разгонного блока КВТК и электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) на базе ионных двигателей типа RIT-22. Химический разгонный блок (ХРБ) обеспечивает старт КА с низкой базовой околоземной орбиты и отлет от Земли с некоторой (оптимизируемой) величиной гиперболического избытка скорости. Затем химический разгонный блок отделяется от КА. Дальнейшая траектория полёта КА реализуется с использованием электроракетной двигательной установки.

2. Методы оптимизации гелиоцентрического участка рассматриваемых схем перелёта КА в рамках метода грависфер нулевой протяжённости

В качестве методической основы оптимизации межпланетной траектории выбран принцип максимума Л.С. Понтрягина. При его использовании удается свести задачу оптимального управления к краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Использование гомотопического подхода (Давиденко Д.Ф., 1953) позволяет свести краевую задачу к задаче Коши. При этом предлагается использовать модификацию метода продолжения по гравитационному параметру. Сам метод продолжения по гравитационному параметру был предложен В.Г. Петуховым (Петухов В.Г., 1996). Для анализа траекторий с гравитационным маневром разработан метод сквозной оптимизации траектории перелёта.

3. Исходные данные для оптимизации гелиоцентрического участка рассматриваемых схем перелёта КА

Масса КА на базовой околоземной орбите – 24235 кг.
 $H=180$ км – высота базовой околоземной орбиты.
 $i=63^\circ$ – наклонение базовой околоземной орбиты к плоскости экватора.
 Конечная масса ХРБ КВТК – 3330 кг.
 Удельный импульс двигательной установки ХРБ КВТК – 470 с.
 Тяга маршевой ЭРДУ КА – 3.508701 Н.
 Удельный импульс маршевой ЭРДУ – 4650 с.
 Минимальная высота пролёта Земли при гравитационном маневре – 400 км.
 Рассматриваемый период дат старта 1 января – 31 декабря 2018 г.
 Величина начального гиперболического избытка скорости рассматривается как оптимизируемый выбираемый параметр, как и время перелета по маршруту Земля-Земля.

4. Условия оптимальности при гравитационном маневре

При оптимизации траектории КА с гравитационным маневром с использованием принципа максимума целесообразно использовать необходимые условия оптимальности (условия трансверсальности) гравитационного манёвра. Краевая задача принципа максимума формулируется как многоточечная краевая задача (при одном гравитационном манёвре – как трехточечная). Использование этих условий оптимальности не является тривиальной задачей. Это связано с тем, что вид условий зависит от минимальной высоты пролетной гиперболы при гравитационном маневре. Физическая природа гравитационного манёвра требует, чтобы высота перицентра пролетной гипер-

болы была бы больше некоторой минимальной высоты H_{\min} (например, $H_{\min}=400$ км над Землей при гравитационном маневре у Земли).

Если высота перигея гиперболы пролета больше этой минимальной высоты, то условия оптимальности гравитационного манёвра включают пять скалярных условий:

- Базис-вектор (вектор, сопряженный вектору гелиоцентрической скорости КА) при подлете к планете для гравитационного манёвра коллинеарен вектору подлетного гиперболического избытка скорости (два условия типа равенства).
- Базис-вектор при отлете от планеты после гравитационного манёвра коллинеарен вектору отлетного гиперболического избытка скорости (два условия типа равенства).
- Модули базис-векторов при подлете к планете и отлете от неё после гравитационного манёвра равны (одно условие типа равенства).

Все перечисленные пять скалярных условия не справедливы, если высота перицентра пролетной гиперболы равна минимально допустимой высоте пролета над планетой. В этом случае условия оптимальности имеют такой вид:

- Базис-вектор при подлете к планете для гравитационного манёвра принадлежит плоскости гравитационного манёвра, образованной векторами подлетного и отлетного гиперболического избытка скорости. Это одно скалярное условие, которое легко записать в виде равенства нулю смешенного произведения трех векторов (базис-вектора, вектора подлетного и отлетного гиперболического избытка скорости).
- Базис-вектор при отлете от планеты после гравитационного манёвра принадлежит плоскости гравитационного манёвра. Это одно скалярное условие.

Для ввода остальных условий оптимальности гравитационного манёвра введем в рассмотрение по две компоненты каждого из двух рассматриваемых базис-векторов. Одна из этих компонент есть проекция базис-вектора на направление вектора гиперболического избытка скорости. Назовем её коллинеарной компонентой – λV_{col} , она может быть как положительной, так и отрицательной. Вторая компонента перпендикулярна вектору гиперболического избытка скорости λV_{per} . Разумеется, эта вторая компонента базис-вектора (назовем её перпендикулярной компонентой) принадлежит плоскости гравитационного манёвра. Условия оптимальности гравитационного манёвра предусматривают следующие ограничения на введенные компоненты:

- Величина перпендикулярной компоненты базис-вектора при подлете к планете $\lambda V_{\text{per}}^{\text{minus}}$ равна величине перпендикулярной компоненты при отлете от планеты $\lambda V_{\text{per}}^{\text{plus}}$ (одно условие типа равенства).
- Величины параллельных компонент базис-векторов при подлете к планете и отлете от планеты связаны следующим скалярным равенством:

$$\lambda V_{\text{col}}^{\text{plus}} = \lambda V_{\text{col}}^{\text{minus}} + A \lambda V_{\text{per}}^{\text{minus}},$$

где множитель A определяется величиной угла пово-

рота асимптоты гиперболы β по следующему соотношению:

$$A=4 \operatorname{tg}(\beta/2) (1-\sin(\beta/2)).$$

- Перпендикулярные компоненты базис-векторов направлены так, что направление вектора площадей пролетной гиперболы коллинеарно направлению векторных произведений векторов гиперболических избытков скорости на перпендикулярные компоненты базис-векторов (как при подлете к планете, так и при отлете от планеты).

Последнее условие определяет направление облета планеты при гравитационном маневре в плоскости гравитационного манёвра.

5. Результаты проектно-баллистического анализа перелёта КА с использованием гравитационного манёвра

Для выбора первого приближения для оптимальной даты старта и оптимального времени перелёта до Юпитера был выполнен трудоёмкий расчёт двухмерного перебора дат старта в рассматриваемом годичном диапазоне и продолжительности перелёта КА в заданном интервале от 1100 до 1400 суток. При этом величина гиперболического избытка скорости при старте от Земли принималась равной нулю. Время перелета на участке Земля-Земля выбиралось таким образом, чтобы удовлетворить граничным условиям в точке гравитационного манёвра, приведенным в работе (*Casalino L. et al.*, 1998).

Оптимальные характеристики (дата старта и время перелёта, как и время перелёта Земля-Земля) выбирались из условия минимальных затрат топлива. Результаты этого анализа представлены на рисунке 1. На нем на плоскости *дата старта* (ось абсцисс, диапазон дат старта сужен до двух наиболее благоприятных месяцев) – *время перелета до Юпитера* представлены изолинии массы требуемого для перелета топлива (ксенона).

Наиболее глубокий синий цвет характеризует малую

величину требуемого топлива. Красный цвет соответствует областям характеристик, требующим больших запасов топлива.

Из этого анализа видно, что необходимая масса топлива монотонно уменьшается при увеличении времени перелёта, при этом её зависимость от даты старта является более сложной. В диапазоне дат старта от 1 февраля до 1 апреля 2018 года, при фиксированном времени перелёта, разброс необходимой массы топлива составляет в среднем 500 кг. Наиболее удачными датами старта в данном случае являются даты, лежащие в интервале от середины февраля до середины марта.

Был проведён и анализ зависимости конечной массы КА от гиперболического избытка скорости и даты старта. С увеличением гиперболического избытка скорости требуемые затраты топлива для ЭРДУ уменьшаются, но одновременно уменьшается начальная масса КА, поэтому в качестве критерия выбора оптимальных даты старта и гиперболического избытка скорости был выбран критерий максимизации конечной массы КА. Время перелёта принималось равным 1180 суткам. Результаты анализа представлены на рисунке 2.

На рисунке на плоскости *дата старта* (ось абсцисс) – *величина гиперболического избытка скорости* представлены изолинии конечной массы КА.

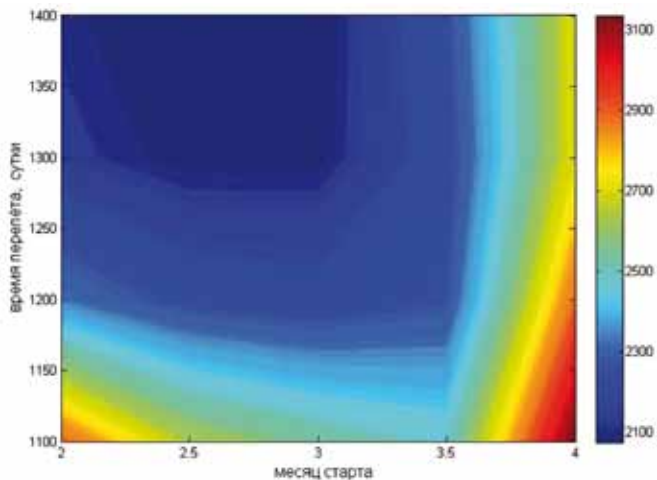
Максимальная конечная масса КА соответствует наиболее светлым областям рисунка. Чем темнее область, тем меньше конечная масса КА.

Оптимальная величина гиперболического избытка скорости оказалась примерно равной 800 м/с, наиболее удачные даты старта лежат в интервале от начала до середины марта.

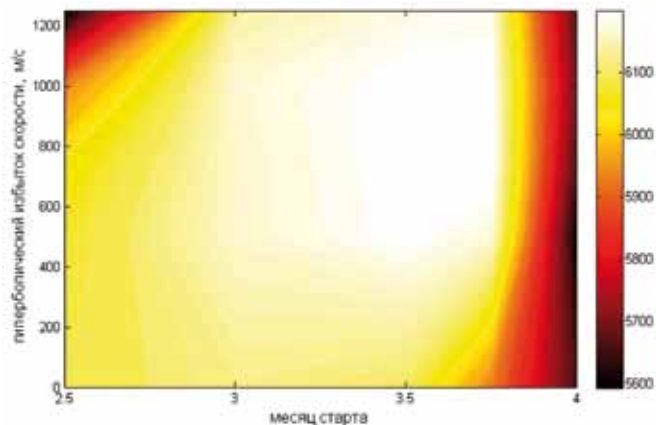
Для подробного анализа были приняты следующие характеристики:

- дата старта – 20 марта 2018 года;
- время перелёта – 1180 суток;
- гиперболический избыток скорости – 800 м/с. Этот гиперболический избыток обеспечивается химическим разгонным блоком. После отделения разгонного блока масса КА равна 8620.2 кг.

На рисунке 3 приведена проекция на плоскость эклиптики гелиоцентрической траектории перелёта



рисунк 1. Зависимость необходимой массы топлива (кг) от даты старта и времени перелёта



рисунк 2. Зависимость конечной массы КА (кг) от гиперболического избытка скорости и даты старта

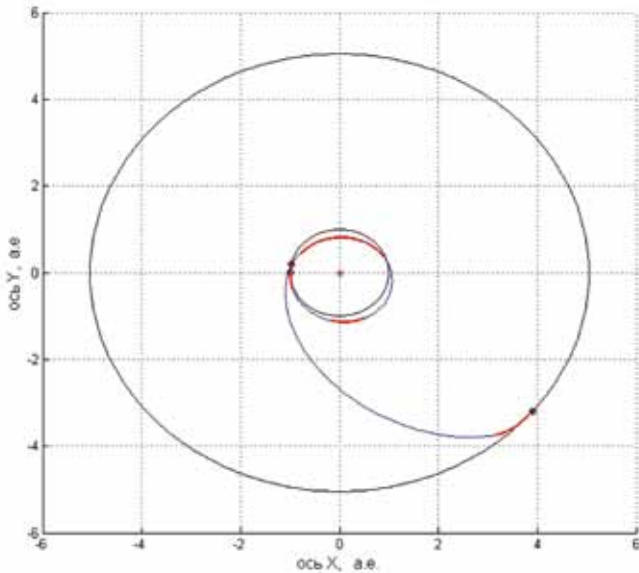


рисунок 3. Проекция на плоскость эклиптики гелиоцентрической траектории перелёта КА на маршруте Земля-Земля-Юпитер

КА на маршруте Земля-Земля-Юпитер.

Черной точкой показано положение Земли в момент старта, красной точкой – положение Земли в момент совершения гравитационного манёвра, ромбик – положение Юпитера в момент подлёта к нему КА. Красными линиями показаны активные участки движения КА, синими – пассивные. Чёрными линиями показаны орбиты планет. Единицы измерения по осям X и Y – астрономические единицы.

Вся гелиоцентрическая траектория движения КА имеет четыре активных и три пассивных участка. Траектория движения начинается с активного участка. КА подлетает к Земле для гравитационного манёвра 9 марта 2019 года с выключенным двигателем. Он делает гравитационный манёвр у Земли и без включения двигателя продолжает двигаться к Юпитеру. Заканчивается гелиоцентрическая траектория КА активным участком при подлете к Юпитеру. К Юпитеру КА подлетает 12 июня 2021 года. Всю последовательность и продолжительность активных и пассивных участков

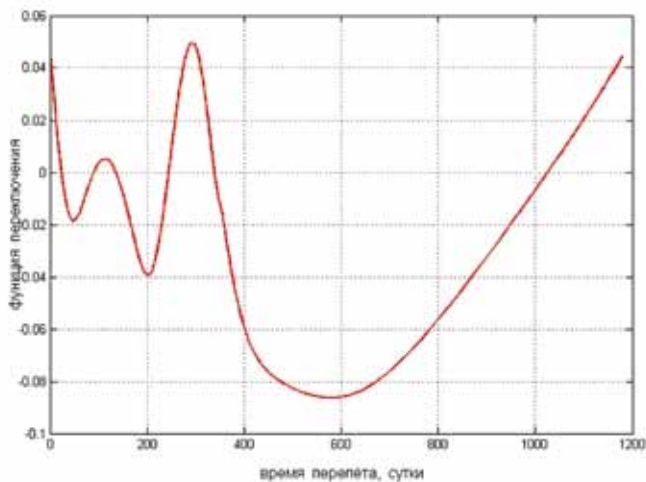


рисунок 4. Зависимость функции переключения от времени перелёта

траектории можно анализировать, используя график на рисунке 4, где представлена функция переключения двигателя. Положительным значениям функции переключения соответствуют активные участки траектории (их четыре), отрицательным – пассивные участки (их три).

Итоговые характеристики рассмотренной схемы полета к Юпитеру представлены в таблице 1.

таблица 1 – Основные массовые и временные характеристики рассматриваемой миссии. Перелет к Юпитеру с использованием гравитационного манёвра у Земли

гиперболический избыток скорости при старте от Земли, м/с	800
масса КА в момент старта от Земли, кг	8620.2
время перелета на маршруте Земля-Земля (время до гравитационного манёвра у Земли), сутки	354.3
время работы двигателя на перелете Земля-Земля, сутки	170.4
величина гиперболического избытка скорости при гравитационном маневре у Земли, м/с	10147.23
время перелета на маршруте Земля-Юпитер (время после гравитационного манёвра у Земли), сутки	825.7
время работы двигателя на перелете Земля-Юпитер, сутки	159.8
полное время перелёта, сутки	1180
полное моторное время, сутки	330.2
требуемая на весь перелет масса ксенона, кг	2194.94
конечная масса КА, кг	6425.26

6. Результаты проектно-баллистического анализа перелёта КА без использования гравитационного манёвра

Был проведён анализ зависимости конечной массы КА (как критерия оптимизации) от гиперболического избытка скорости при старте от Земли и даты старта. Время перелёта принималось равным 1180 суткам.

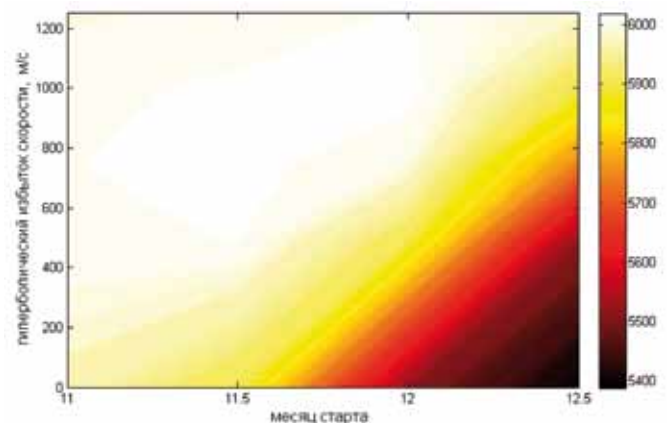


рисунок 5. Зависимость конечной массы КА (кг) от гиперболического избытка скорости и даты старта

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЁТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАЛОЙ ТЯГОЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЮПИТЕРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГРАВИТАЦИОННОГО МАНЁВРА У ЗЕМЛИ

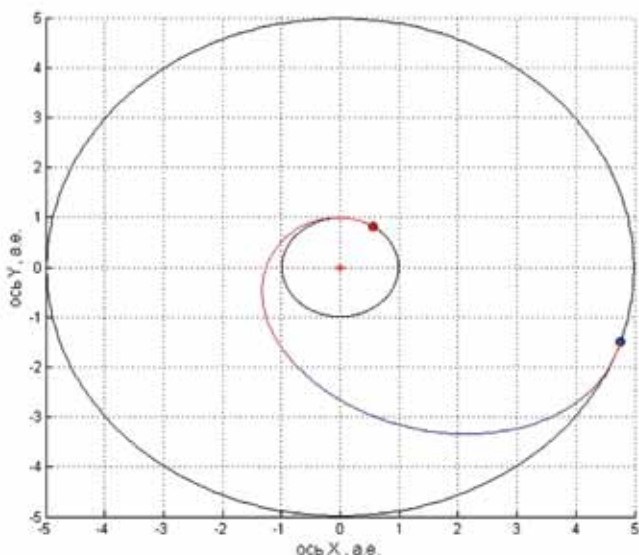


рисунок 6. Проекция на плоскость эклиптики гелиоцентрической траектории перелёта КА на маршруте Земля-Юпитер

Результаты анализа представлены на рисунке 5.

На рисунке на плоскости *дата старта* (ось абсцисс) – величина гиперболического избытка скорости представлены изолинии конечной массы КА.

Максимальная конечная масса КА соответствует наиболее светлым областям рисунка. Чем темнее область, тем меньше конечная масса КА.

Оптимальная величина гиперболического избытка скорости, как и в случае перелёта с гравитационным манёвром, оказалась примерно равной 800 м/с. Наиболее удачные даты старта лежат в интервале от середины до конца ноября, сместившись ближе к концу года.

Окончательно были приняты:

- дата старта – 18 ноября 2018 года;
- время перелёта – 1180 суток;
- гиперболический избыток скорости – 800 м/с, соответствующая ему начальная масса КА – 8620.2 кг.

На рисунке 6 приведена проекция на плоскость эклиптики гелиоцентрической траектории перелёта КА на маршруте Земля-Земля-Юпитер.

Черной точкой показано положение Земли в момент старта. Синяя точка – положение Юпитера в момент подлёта к нему КА. Красными линиями

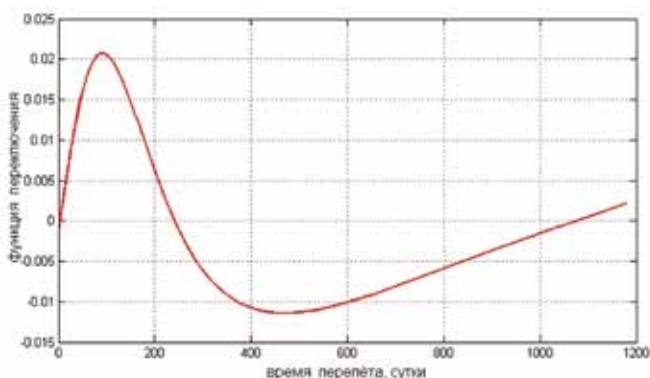


рисунок 7. Зависимость функции переключения от времени перелёта

показаны активные участки движения КА, синими – пассивные. Чёрными линиями показаны орбиты планет. Единицы измерения по осям X и Y – астрономические единицы.

Всего гелиоцентрическая траектория движения КА имеет два активных участка, разделённых одним пассивным. К Юпитеру КА подлетает 14 февраля 2022 года. Всю последовательность и продолжительность активных и пассивных участков траектории можно анализировать, используя график на рисунке 7, где представлена функция переключения двигателя.

Итоговые характеристики рассмотренной схемы полета к Юпитеру представлены в таблице 2.

таблица 2 – Основные массовые и временные характеристики рассматриваемой миссии. Прямой перелет к Юпитеру

гиперболический избыток скорости при старте от Земли, м/с	800
масса КА в момент старта от Земли, кг	8620.2
полное время перелёта, сутки	1180
полное моторное время, сутки	357.2
требуемая на весь перелет масса ксенона, кг	2375.73
конечная масса КА, кг	6244.47

закключение

Были проанализированы две схемы перелёта КА к Юпитеру. Первая схема включала выполнение гравитационного манёвра у Земли, при этом затраты топлива на гелиоцентрическом участке оказались равными 2194.94 кг. Вторая, более простая в реализации, схема перелёта без гравитационного манёвра оказалась более энергозатратной, что вполне ожидаемо. Затраты топлива на гелиоцентрическом участке составили 2375.73 кг. Таким образом, использование гравитационного манёвра при выбранных исходных данных и одинаковом времени перелёта привело к снижению требуемой массы топлива на 180.79 кг или на 7.61%.

список литературы

Давиденко Д.Ф. Об одном новом методе численного решения систем нелинейных уравнений. ДАН СССР, 1953. Т. 88, № 4. С. 601-602.

Петухов В.Г. Оптимизация траекторий и эволюция движения космических аппаратов с двигательными установками малой тяги: дисс. канд. техн. наук по специальности 05.07.09 «Динамика, баллистика и управление движением летательных аппаратов». М.: МАИ, 1996. 132 с.

Casalino L., Colasurdo G., Pastrone D. Optimization Procedure for Preliminary Design of Opposition-Class Mars Missions//Journal of Guidance, Control and Dynamics. January-February 1998. V. 21, № 1. P. 134-140.

Статья поступила в редакцию 12.08.2013 г.

АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ НАВЕДЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМОГО ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА В ЗАДАННЫЕ РАЙОНЫ ПОСАДКИ ПРИ АВАРИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

THE ANALYSIS TRAJECTORIES OF GUIDANCE FOR THE CREW MODULE TO LANDING PRESET AREAS AN EMERGENCY THE LAUNCH VEHICLE



С. Ю. Улыбышев,
кандидат технических наук,
ФГУП «Центральный научно-исследовательский
институт химии и механики»,
Россия, Москва,
wardoc5@rambler.ru;
S.Y. Ulybyshev

При разработке новых систем аварийного спасения экипажа пилотируемых космических кораблей в случае аварии ракеты-носителя предусматривается приведение возвращаемого аппарата в один из априори заданных районов посадки вдоль трассы выведения. Представлен анализ аварийных траекторий движения возвращаемого аппарата и результаты сравнения их характеристик, полученные в рамках численного решения краевой задачи наведения и по приближенной оценке, основанной на построении области достижимости возвращаемого аппарата.

Ключевые слова:
система аварийного спасения;
возвращаемый аппарат;
район аварийного приведения;
максимальные перегрузки;
траектория наведения; краевая задача.

ВВЕДЕНИЕ

В случае возникновения аварийных ситуаций с ракетой-носителем (РН) на этапе выведения пилотируемого корабля на орбиту основной задачей является обеспечение безопасности экипажа с использованием средств системы аварийного спасения (САС). За многолетнюю историю пилотируемой космонавтики эти системы претерпели множество изменений и расширили перечень своих функций (*Космические аппараты*, 1983; *Болдырев С.В. и др.*, 2011). В настоящее время ведутся разработки алгоритмов и методов управляемого спуска возвращаемого аппарата (ВА) на Землю при аварии РН (*Murtazin R. и др.*, 2011), ставящие своей целью наведение ВА в некоторый ограниченный набор заранее выбранных районов посадки. Сама задача приведения в выбранный район не является новой, решалась она преимущественно для траекторий схода с орбиты спускаемых аппаратов (*Хайруллин Р.З.*,

For design of new launch abort systems for launch vehicle failure, guidance of the crew module at one from a set of predefined landing areas along the flight trace will be provided. An analysis of emergency trajectories of a crew module and comparison results based a numerical solutions boundary value guidance problem with approximate estimations are presented. The approach is based on the computation of accessibility areas.

Keywords: system of emergency rescue;
crew module;
area of emergency landing;
maximum overloads;
trajectories of guidance;
boundary value problem.

1994), в том числе и при нештатных ситуациях (*Лазарев Ю.Н.*, 1996). Однако для случая управляемого спуска ВА имеется ряд существенных отличий, поскольку скорость полета возвращаемого аппарата меньше, чем у спускаемого аппарата, осуществляющего сход с орбиты, и движение происходит все время в плотных слоях атмосферы. Большой практический интерес представляет задача определения минимального количества этих районов в зависимости от траектории выведения РН и энергетических характеристик двигателей САС. Решение задачи наведения отделяемого головного блока (ОГБ) при его аварийном отделении от РН и разработка алгоритмов управляемого спуска ВА – актуальная проблема как для проектирования новых, так и модернизации существующих САС.

Целью работы является разработка численного метода решения задачи наведения возвра-

щаемого аппарата в один из априори заданных районов посадки, анализ видов и характеристик аварийных траекторий приведения и сравнение с результатами приближенной методики, которая была описана в предыдущей статье автора (Улыбышев С.Ю., 2013).

1. Постановка задачи

По результатам приближенной оценки минимального количества районов приведения возвращаемого аппарата (Улыбышев С.Ю., 2013) были получены следующие их характеристики (таблица 1):

таблица 1 – Характеристики районов приведения ВА

номер района	удаленность района приведения от точки старта, км	интервал времени аварии, на котором осуществляется приведение, с
1	3	30-61
2	14	61-87
3	42	87-105
4	106	105-124
5	244	124-149
6	481	149-175
7	827	175-204
8	1269	204-220

Эти данные будут использоваться в качестве начального приближения для численного решения задачи приведения ВА в соответствующий район. Предполагается, что при срабатывании САС первым включается двигатель экстренного увода, а затем, после некоторой временной задержки, начинает работать двигатель наведения (ДН). В первую очередь необходимо уточнить возможность приведения ВА в каждый из указанных районов при аварии в заданном интервале времен аварии. Для этого выбран следующий порядок решения:

1. Для выбранной дальности района приведения формируется массив интервалов точек аварии на основе указанного в таблице 1 с некоторым его расширением для определения области существования решений.
2. Задается время аварии в выбранном интервале, и путем интерполяции табличных данных о номинальной траектории выведения определяются начальные параметры движения ОГБ с

учетом отработки импульса двигателем увода.

3. Определяется начальное приближение угла тангажа, обеспечивающее наведение ВА в заданный район.

4. При заданной длительности работы и уровне энергетики двигателя наведения (ДН) решается краевая задача наведения ОГБ с численным интегрированием уравнений движения на активном и пассивных участках траектории.

5. Для каждого набора начальных условий рассматриваются семейства траекторий наведения с учетом введения временной задержки включения ДН по отношению к моменту окончания работы двигателя увода.

Для анализа и построения траектории движения будем использовать стандартную систему уравнений пространственного движения в скоростной системе координат и плоскопараллельном гравитационном поле (Дмитриевский А.А. и др., 2005):

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = V \cos(\theta) \cdot \cos(\psi); \\ \frac{dy}{dt} = V \sin(\theta); \\ \frac{dz}{dt} = V \cos(\theta) \cdot \sin(\psi); \\ \frac{dV}{dt} = \frac{(P \cos(\vartheta) \cos(\beta) - X_a)}{m} - g \sin(\theta); \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{(P \cdot \sin(\vartheta) + Y_a \cdot \cos(\gamma))}{mV} - \frac{g \cos(\theta)}{V}; \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{(P \cdot \sin(\vartheta) \sin(\beta) + Y_a \cdot \sin(\gamma))}{mV \cos(\theta)}, \end{cases} \quad (1)$$

где x, y, z – координаты; V – скорость полета; θ, ψ – углы наклона траектории и рыскания; ϑ, β – углы тангажа и скольжения; P – тяга ДН; X_a – сила лобового сопротивления; Y_a – подъемная сила; m – масса ОГБ; g – ускорение свободного падения; γ – угол крена.

Краевая задача может быть сформулирована в следующем виде: считая, что управление по углам тангажа и скольжения постоянно $v(t)=const$ и $\beta(t)=const$, обеспечить приведение ВА в точку с координатами:

$$\begin{cases} x_k(\mathbf{X}_0, [\vartheta, \beta], P_{дв}) = x_{knom} \\ z_k(\mathbf{X}_0, [\vartheta, \beta], P_{дв}) = z_{knom} \end{cases}, \quad (2)$$

где $\mathbf{X}_0 = x_0, y_0, z_0, V_0, \Theta_0, \Psi$ – начальный вектор состояния ОГБ на момент окончания работы двигателя увода; $P_{дв} = (a_{одв}, \dot{\mu}, t_{дв}, \Delta t_{дв})$ – характеристики двигателя наведения; $a_{одв}$ – реактивное ускорение в момент включения ДН; $\dot{\mu}$ – безразмерный массовый расход; $t_{дв}$ – время работы ДН; $\Delta t_{дв}$ – время задержки включения ДН.

Правомерность использования постоянного управления объясняется тем, что различие в




решениях для задачи полета на экстремальную дальность с постоянной и с переменной ориентацией вектора тяги невелико. Кроме того, на рассматриваемых траекториях построение управления с фиксированной ориентацией вектора тяги допустимо, учитывая тот факт, что они осуществляют наведение в точку с фиксированной дальностью, которая, в общем случае, не является экстремальной.

2. Определение характеристик траекторий наведения ВА с использованием карт изолиний

Рассмотрим особенности траекторий наведения ВА в каждый из выбранных районов и сформируем таблицу с характеристиками районов приведения, аналогичную представленной выше. При численном анализе ограничимся построением карт изолиний для плоской задачи наведения, поскольку маневрирование в боковой плоскости, как правило, минимально и не повлияет на качественный характер решений.

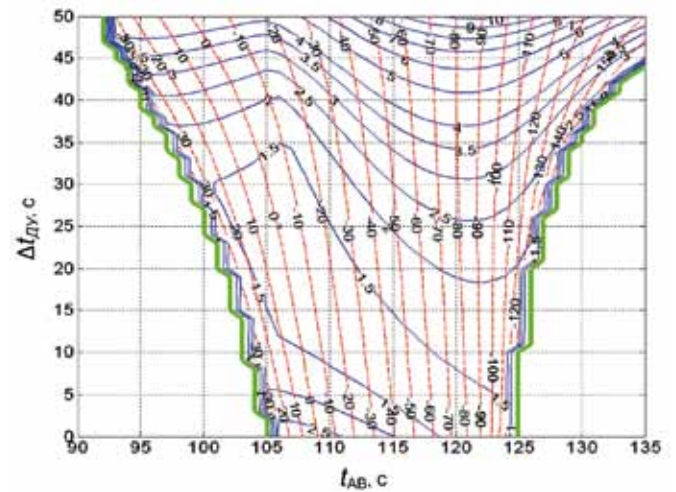
На рисунке 1 показаны примеры карт изолиний углов тангажа и максимальной перегрузки на пассивном участке траектории полета ОГБ в зависимости от времени аварии t_{AB} и времени задержки включения ДН $\Delta t_{ДУ}$ для 4-го района приведения при двух значениях его ускорения – номинального, величиной 60 м/с^2 , и пониженного, величиной 12 м/с^2 . Запас характеристической скорости для наведения составляет 360 м/с . Далее для карт изолиний приняты обозначения, соответствующие представленным в таблице 2.

таблица 2 – Характеристики районов приведения ВА

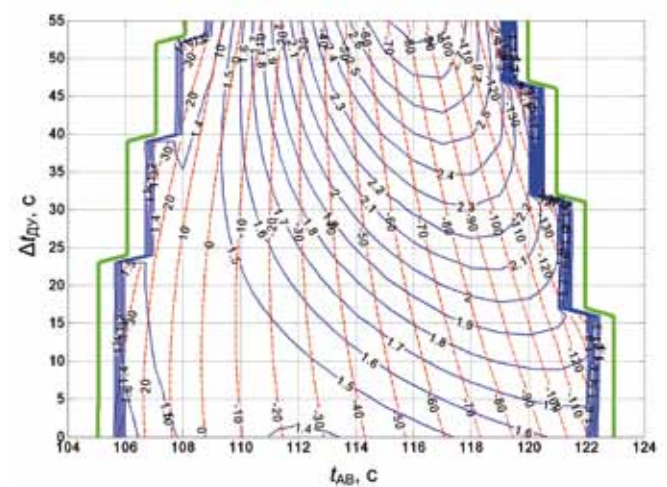
обозначение	описание
	граница области существования решений
	линии уровня максимальных перегрузок на пассивном участке траектории полета
	линии уровня углов тангажа при работе ДН

По представленным графикам можно сделать ряд качественных выводов:

1. Для всего рассмотренного диапазона времен аварии, при пониженном ускорении, область существования решений сужается с ростом задержки включения ДН, при этом максимальная перегрузка на траектории заметно ниже, чем при номинальном ускорении.
2. При номинальном значении ускорения с рос-



а



б

а – ускорение 60 м/с^2 ;

б – ускорение 12 м/с^2 .

рисунки 1. Карты изолиний параметров аварийных траекторий ВА

том времени задержки включения ДН существенно расширяется область допустимых решений, однако при этом, начиная с некоторого момента времени, растет и максимальная перегрузка.

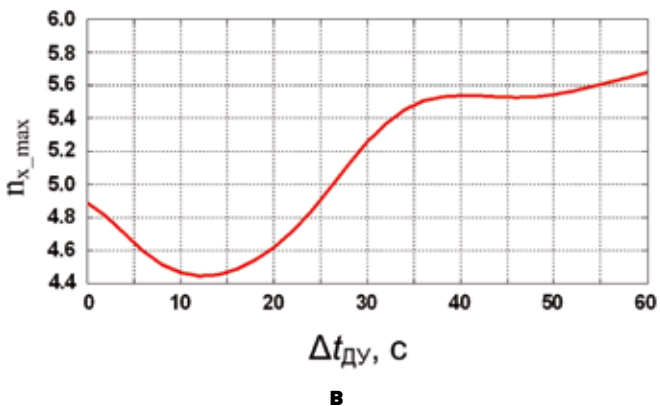
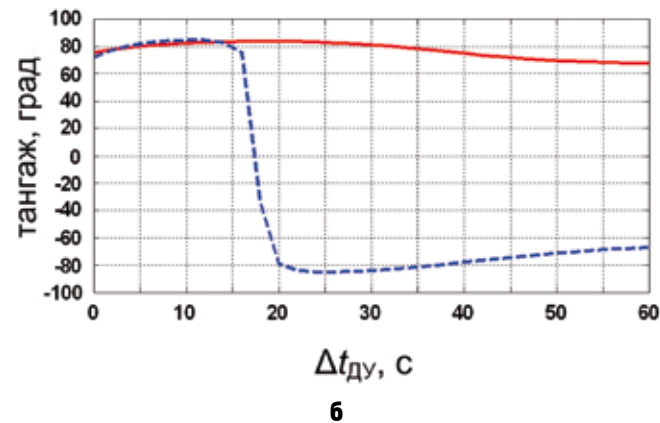
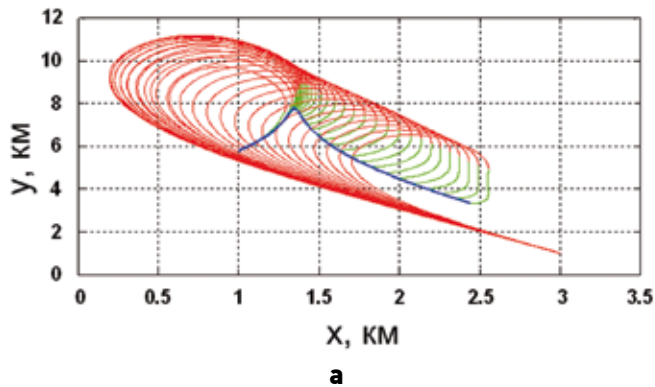
3. Увеличение диапазона времен аварии, с которых возможно наведение в заданный район, является важным фактором для формирования циклограммы работы ДН с некоторой временной задержкой включения.

4. Еще один важный фактор – невозможность мгновенного разворота ОГБ для формирования требуемого угла тангажа при включении ДН, что влечет за собой необходимость введения указанной временной задержки.

5. Область с минимумом максимальной перегрузки на всех картах изолиний для номинального уровня ускорения смещена ближе к ранним секундам заданного интервала времен аварии, тем самым, при пересечении этих интервалов в смежных районах, следует осуществлять наведение в ближайший к точке старта район.

3. Построение и анализ аварийных траекторий наведения ОГБ в заданный район посадки

На рисунках 2 и 3 представлены характеристики траекторий наведения в случае аварии на 50-й с полета для номинального и пониженного уровней ускорения соответственно. На рисунках 2а и 3а показаны семейства траекторий наведения в вертикальной плоскости при различных временах включения ДН. Здесь синим цветом обозначена часть пассивной траектории полета, зеленым – траектория при включенном двигателе и красным – пассивный участок полета



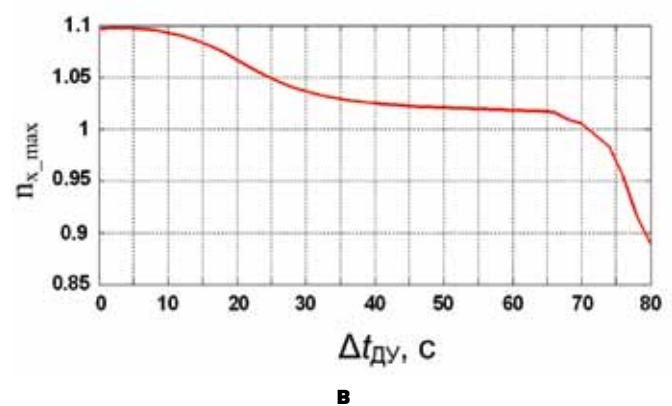
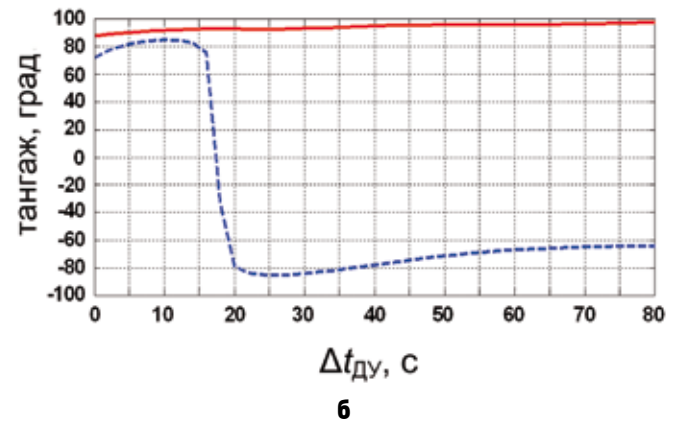
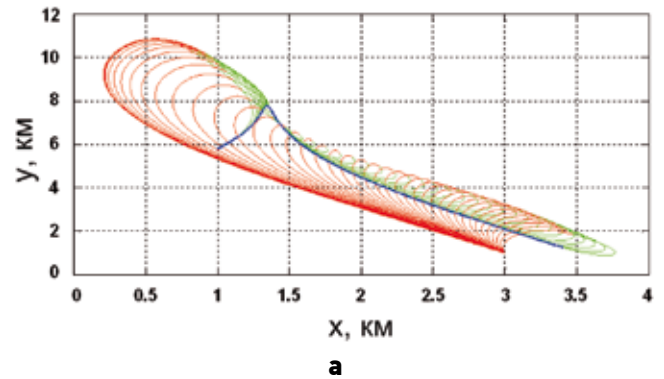
а – семейства траекторий наведения;
б – изменение угла тангажа;
в – изменение максимальной продольной перегрузки.
рисунки 2. Характеристики траекторий наведения при номинальном уровне ускорения ДН (время аварии – 50-я с)

после работы ДН.

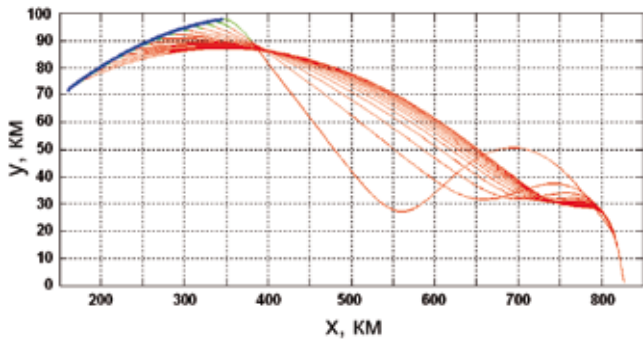
На рисунках 2б и 3б показана зависимость угла тангажа от времени задержки включения ДН. Здесь угол тангажа обозначен красным цветом, а синим показано значение угла наклона траектории на момент включения двигателя, по которому можно судить о требуемом угле разворота ОГБ перед включением ДН.

На рисунках 2в и 3в показана зависимость максимальной перегрузки на траектории движения от времени задержки включения ДН.

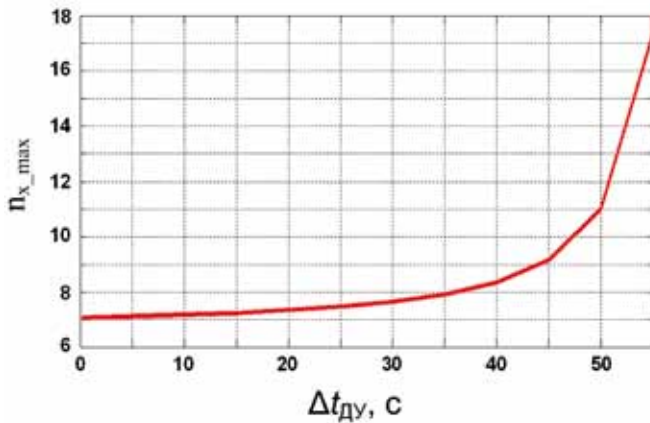
Из представленных графиков видно, что семейства траекторий наведения и изменение



а – семейства траекторий наведения;
б – изменение угла тангажа;
в – изменение максимальной продольной перегрузки.
рисунки 3. Характеристики траекторий наведения при пониженном уровне ускорения ДН (время аварии – 50-я с)

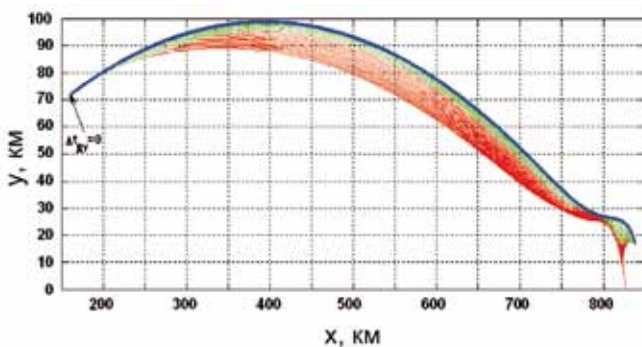


а

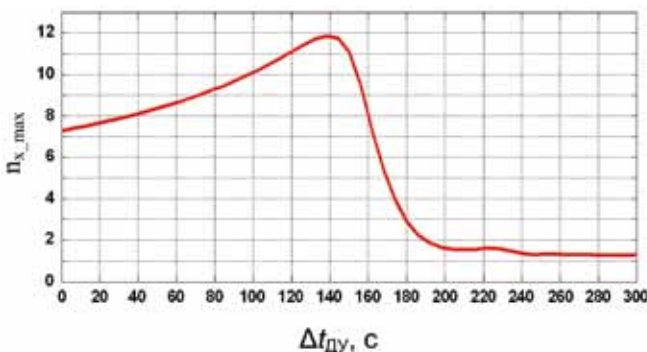


б

а – семейства траекторий наведения;
 б – изменение максимальной продольной перегрузки.
рисунок 4. Характеристики траекторий наведения при номинальном уровне ускорения ДН (время аварии – 190-я с)



а



б

а – семейства траекторий наведения;
 б – изменение максимальной продольной перегрузки.
рисунок 5. Характеристики траекторий наведения при пониженном уровне ускорения ДН (время аварии – 190-я с)

угла тангажа при номинальной и при пониженном уровне ускорения имеют схожий характер, в то время как максимальная перегрузка на пассивном участке при пониженном ускорении существенно меньше. На рисунках 4а и 5а показаны семейства траекторий наведения при аварии на 190-й с полета, а на рисунках 4б и 5б – характер изменения максимальной перегрузки на них.

На основе анализа представленных результатов можно сделать ряд качественных выводов:
 1. На большинстве траекторий наведения существует минимум максимальной перегрузки на пассивном участке, соответствующий некоторому времени задержки включения ДН.

2. При аварии на ранних секундах полета РН наблюдается трансформация траектории полета ОГБ из петлевой, когда начальный угол наклона траектории близок к 90^0 (траектория «заваливается» из-за сопротивления атмосферы и аэродинамического качества самого ОГБ), в предельную с участком вертикального полета, а затем с пологим экстремумом, соответствующим подъему на максимальную высоту.

3. Начиная с некоторого времени задержки включения ДН на траекториях с номинальным уровнем ускорения, особенно на поздних секундах аварии, интенсивно растет перегрузка, превышая 20 единиц, это означает, что сильное затягивание момента включения ДН нежелательно.

4. При сравнении уровня максимальных перегрузок можно отметить, что при пониженном ускорении он существенно меньше, а интервал времен аварии, с которых возможно наведение в выбранный район, с ростом времени задержки включения ДН уменьшается. Это означает, что для более комфортных траекторий наведения необходимо снижать ускорение и удлинять участок работы ДН.

4. Сравнительный анализ диаграмм районов приведения

На основе представленных выше карт изолиний формируется таблица с характеристиками районов приведения (таблица 3), аналогичная представленной ранее (таблица 1) для номинального и пониженного значения ускорений от работы ДН.

Для наглядности ниже (рисунок 6) показана сравнительная диаграмма районов приведения при нулевом времени задержки включения ДН. По вертикальной оси указаны номера районов приведения. Условные обозначения для нее указаны в таблице 4.

Анализируя представленную на рисунке 6 диаграмму, отметим следующее. Во-первых, значения интервалов времен аварии для приближенного и численного решения совпа-

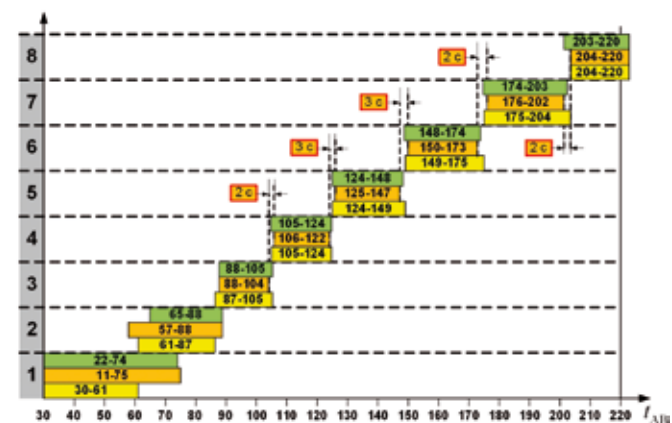
АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ НАВЕДЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМОГО ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА В ЗАДАННЫЕ РАЙОНЫ ПОСАДКИ ПРИ АВАРИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

таблица 3 – Характеристики районов приведения при численном решении

номер района	удаленность района приведения от точки старта, км	интервал времени аварии, с	
		при номинальном ускорении ДН ($a_{\text{ДН}}=60 \text{ м/с}^2$)	при пониженном ускорении ДН ($a_{\text{ДН}}=12 \text{ м/с}^2$)
1	3	19-95	11-75
2	14	58-112	57-89
3	42	81-120	86-104
4	106	95-130	106-122
5	244	110-155	125-147
6	481	130-180	150-173
7	827	160-210	176-202
8	1269	185-220	204-220

дают достаточно хорошо, что позволяет говорить о применимости рассмотренной ранее (Улыбышев С.Ю., 2013) методики оценки минимального количества районов для проектных расчетов. Во-вторых, наличие в численном решении указанных разрывов между смежными интервалами времен аварии позволяет оценить минимально допустимое значение ускорения ДН, при котором возможно осуществить наведение ОГБ в один из заданных районов посадки на всем рассматриваемом интервале времен аварии. Таким образом, выбор районов приведения должен осуществляться с учетом тяговооруженности ДН.

Проведя аналогичный анализ для наведения в околостартовый район, обозначаемый как «С», на дальность 2 км при авариях до 30-й с



рисунки 6. Сравнительная диаграмма районов приведения

таблица 4 – Обозначения на сравнительной диаграмме районов приведения

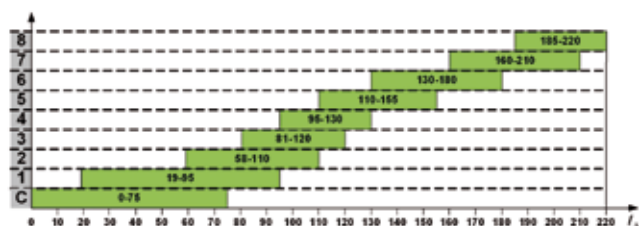
обозначение	описание
	интервалы времен аварии при численном решении и номинальном уровне ускорения ДН (60 м/с^2)
	интервалы времен аварии при численном решении и пониженном уровне ускорения ДН (12 м/с^2)
	интервалы времен аварии по приближенному анализу
	разрывы между интервалами времен аварии при пониженном уровне ускорения

полета, можно сформировать общую диаграмму районов приведения по результатам численного решения (рисунок 7). Важно отметить, что при наведении в околостартовый район траектории являются петлевыми и при раннем начале наведения существует вероятность столкновения с падающей РН или ее фрагментами при разрушении, ввиду малой скорости полета. Это может являться еще одной причиной необходимости задержки включения двигателя для наведения ОГБ. Данный вопрос требует более детальной проработки для конкретных траекторий выведения РН и наведения ОГБ.

5. Построение общей диаграммы и минимизация количества районов приведения

В предыдущем разделе было показано, что при номинальном уровне ускорения удастся существенно расширить интервалы времен аварии, с которых возможно приведение ВА в один из заданных районов посадки. После определения необходимых характеристик можно сформировать общую диаграмму районов приведения для номинального уровня ускорения при соблюдении ограничения на максимальную перегрузку до 12 единиц (рисунок 7).

Наличие существенного перекрытия по интер-



рисунки 7. Общая диаграмма районов приведения ВА

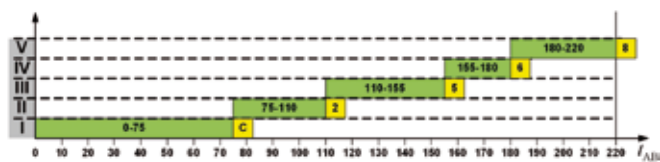


рисунок 8. Диаграмма минимального количества районов приведения ВА

валам времен аварии у смежных районов, когда возможно наведение в два и даже три района, позволяет перераспределить интервалы времен аварии между ними, уменьшив их общее количество. Таким образом, можно исключить из рассмотрения районы 1, 3 и 4, поскольку районы С (околостартовый), 2 и 5 покрывают заданный диапазон времен аварии. Кроме того, возможно исключить район 7, а образовавшийся пятисекундный разрыв закрыть расширением района 8. Тогда окончательно можно получить диаграмму, представленную на рисунке 8. В желтом квадрате справа указан соответствующий номер района на общей диаграмме достижимости.

При этом следует понимать, что снижение количества районов приведет к формированию более экстремальных траекторий полета и достаточно узкому диапазону времен задержки включения ДН, особенно на границах интервалов времен аварии, и, как следствие – к росту максимальной перегрузки на траекториях наведения ОГБ. Вообще говоря, задача выбора районов приведения для конкретной трассы выведения РН является достаточно сложной и зависит от многих факторов:

1. Необходимость формирования траекторий наведения с минимумом максимальной перегрузки.
2. Минимизация количества районов приведения.
3. Ограничения местоположения районов из-за особенностей рельефа вдоль трассы выведения РН.
4. Обеспечение необходимого перекрытия по временам аварии для гарантированного приведения в один из выбранных районов.

Здесь важно найти компромисс между минимизацией количества районов приведения и формированием траекторий с наиболее комфортным уровнем перегрузок. Представленная методика дает инструмент для решения подобной задачи.

заключение

Проведенный сравнительный анализ численных решений и приближенной оценки минимального количества районов приведения ВА показал хорошую степень соответствия результатов, что позволяет использовать приближенную методику не только в качестве первой итерации в поиске числен-

ного решения задачи наведения ОГБ, но и самостоятельно, как инженерную методику выбора районов приведения. Поскольку приближенная методика основана на использовании области достижимости, при построении которой могут быть учтены особенности рельефа вдоль трассы выведения и наличие запретов на размещение районов приведения в некоторых областях, данная методика в определенном смысле универсальна и применима для различных типов РН и трасс их полета. Анализ аварийных траекторий наведения ВА показал обоснованность введения временной задержки включения ДН, которая необходима для разворота ОГБ на требуемый угол тангажа и снижения максимальной перегрузки на траектории спуска. Полученные численные решения при наведении в один из заданных районов посадки позволяют определить оптимальные значения этих времен задержки и разработать алгоритмы их использования на борту ОГБ.

список литературы

Болдырев С.В., Овчинников А.Г., Меркулова Е.В. Применение твердотопливного регулируемого управляющего двигателя в системе аварийного спасения перспективного пилотируемого корабля // Электронный журнал «Труды МАИ». 2011. Вып. № 45. С. 20. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy> (дата обращения: 14.04.2013).

Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика: учеб. для студентов вузов. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 2005. 608 с.

Космические аппараты (глава 10) / Под общ. ред. проф. К.П. Феоктистова. М.: Военное издательство, 1983. 319 с.

Лазарев Ю.Н. Области достижимости и управление движением в атмосфере аэрокосмического аппарата в нештатной ситуации // Космические исследования. 1996. Вып. 4. С. 434-438.

Улыбышев С.Ю. Оценка минимального количества районов приведения пилотируемого возвращаемого аппарата при аварии ракеты-носителя // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 1. С. 66-71.

Хайруллин Р.З. К решению задачи о построении области приведения КЛА в заданную точку при входе в атмосферу. М.: ИПМ РАН. Препринт № 74. 1994.

Filat'yev A.S. Fail-Safe Ascent of Space Transport Systems // IAF-94-IAA.6.1.676, 45th Congress of the International Astronautical Federation, October 9-14. 1994, Jerusalem, Israel.

Murtazin R., Petrov N., Ulybyshev Y. Launch strategy for manned spacecraft: Improving safety or increasing of launch mass? // Acta Astronautica. 2011. № 69. P. 644-649.

Статья поступила в редакцию 16.05.2013 г.

МЕТОДИКА КРАТКОСРОЧНОГО ПРОГНОЗА ДИНАМИКИ НАКОПЛЕНИЯ ПОГЛОЩЕННОЙ ДОЗЫ НА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ПО ДАННЫМ СИСТЕМЫ РАДИАЦИОННОГО КОНТРОЛЯ



А.Э. Лишнеvский,
Научно-исследовательский институт ядерной физики МГУ им. М.В. Ломоносова (НИИЯФ МГУ), Россия, г. Москва, ael@srd.sinp.msu.ru;
A.E. Lishnevskii

Прогнозу радиационных условий на борту космических аппаратов посвящено большое количество работ (Хамидуллина Н.М. и др., 2012; Пичхадзе К.М. и др., 2004; Хамидуллина Н.М. и др., 2008) и создан целый ряд программных комплексов для проведения соответствующих расчетов: американский информационный комплекс CREME96 (<https://creme.isde.vanderbilt.edu/>); европейский SPENVIS (<http://www.spenvvis.oma.be/intro.php>); российские SEREIS (Модель космоса, 2007; Кузнецов Н.В. и др., 2001) и COSRAD (<http://cosrad.sinp.msu.ru/manual.html>; Кузнецов Н.В. и др., 2011), базирующихся на моделях радиационной обстановки в околоземном космическом пространстве (Модель космоса, 2007; Кузнецов Н.В. и др., 2011; Нуттик Р. А., 2004; Башикиров В.Ф. и др., 1998).

В данной статье предлагается простая расчетная методика краткосрочного (на несколько суток) прогнозирования динамики накопления дозы ионизирующего излучения на Международной космической станции (МКС) при невозмущенных солнечными протонными событиями радиационных условиях. В этой методике не применяются имеющиеся модели радиационной обстановки и детальные баллистические расчеты, а используются данные бортового радиационного контроля и эмпирические соотношения, полученные применительно к орбитальному движению МКС.

Ключевые слова:

*прогноз радиационной обстановки;
Международная космическая станция;
СРК МКС;
радиационная безопасность пилотируемых космических полетов;
радиационные условия на околоземной орбите.*

METHOD FOR SHORT-TERM FORECAST OF ABSORBED DOSE ACCUMULATION DYNAMICS AT INTERNATIONAL SPACE STATION BASED ON RADIATION MONITORING SYSTEM DATA



В.В. Бенгин,
кандидат физико-математических наук, Государственный научный центр РФ Институт медико-биологических проблем РАН, Россия, г. Москва, benghin@pike.net.ru;
V.V. Benghin

A large amount of publications is devoted to forecast of radiation environment onboard spacecraft (Khamidullina N.M. et al., 2012; Pichkhadze K.M. et al., 2004; Khamidullina N.M. et al., 2008) and quite a number of software systems were developed for performing relevant calculations: the US information system CREME96 (<https://creme.isde.vanderbilt.edu/>); the European SPENVIS (<http://www.spenvvis.oma.be/intro.php>); the russian SEREIS (Space model, 2007; Kuznetsov N.V. et al., 2001) and COSRAD (<http://cosrad.sinp.msu.ru/manual.html>; Kuznetsov N.V. et al., 2011), based on radiation environment models in near-earth space (Space model, 2007; Kuznetsov N.V. et al., 2011; Nymmik R.A., 2004; Bashkirov V.F. et al., 1998).

This paper proposes a simple calculation algorithm of short-term (for a few days) forecasting of dynamics of the radiation dose at International Space Station (ISS) in radiation environment undisturbed by solar proton events.

This algorithm does not use radiation environment models and detailed ballistic calculations, while it uses data of onboard radiation monitoring system (RMS) and empirical relations, obtained for ISS orbital motion.

Key words:

*radiation environment forecast;
International Space Station;
ISS RMS;
radiation safety of manned space missions;
radiation environment in near-earth orbit.*

Введение

На служебном модуле МКС работает штатная система радиационного контроля (СРК). Получаемые с ее помощью данные используются для ежедневной оценки радиационной обстановки на борту станции. Предлагаемая в данной работе методика краткосрочного прогнозирования радиационной обстановки на МКС разработана на основе дозиметрических данных, полученных при помощи аппаратуры СРК, а также баллистической информации о параметрах орбиты станции.

Система радиационного контроля, данные которой используются, была разработана и изготовлена в НИИЯФ МГУ и в 2001 году установлена на МКС. Описание СРК представлено в работах (*Модель космоса*, 2007; *Петров В.М. и др.*, 2006; *Лягушин В.И. и др.*, 2002). В её состав входят: дозиметр Р-16, четыре дозиметрических блока ДБ-8 и два блока цифровой обработки данных. Результаты измерений СРК накапливаются в блоках цифровой обработки данных и передаются на Землю по системе телеметрии МКС. В данной работе используются результаты измерений, полученные с помощью дозиметрических блоков ДБ-8, чувствительными элементами которых являются кремниевые полупроводниковые детекторы. Как было отмечено в работе (*Модель космоса*, 2007), наименьшую степень защищенности окружающим оборудованием МКС имеет блок ДБ-8 № 1, расположенный в Служебном модуле станции в отсеке малого диаметра в районе центрального поста, а наибольшую защищенность имеет блок ДБ-8 № 4, расположенный в Служебном модуле МКС в отсеке большого диаметра в районе рабочего стола. Данные именно этих двух блоков использовались при построении рассматриваемой здесь методики прогноза радиационной обстановки.

1. Методика прогноза дозиметрических данных

Задача методики состояла в том, чтобы рассчитать динамику накопления дозы в местах расположения блоков ДБ-8, обусловленную галактическими космическими лучами (ГКЛ) и внутренним радиационным поясом Земли, на несколько суток вперед. Вклад ГКЛ аппроксимировался постоянной во времени мощностью дозы; таким образом, вариации, обусловленные орбитальным движением МКС (*Badhwar, G.D. et al.*, 1998; *Dachev, Ts.P.*, 2009; *Dachev, Ts.P. et al.*, 2010), игнорировались. Это приемлемое приближение, так как вклад в дозу от ГКЛ за один виток не превышает 0,01 мГр (одного миллирада), а неравномерность накопления дозы ГКЛ еще меньше. Накопление дозы от внутреннего радиационного поля Земли (РПЗ) крайне неравномерно по времени. Корректный учет величины и времени появления вкладов в дозу, обусловленных РПЗ, составлял основу предлагаемой методики. Соответствующие интервалы времени рассчитывались на основе баллистической информации, а для оценок величин соответствующих вкладов в дозу использовалась телеметрическая информация СРК, получаемая за

период времени, предшествующий периоду, на который осуществлялся прогноз.

Телеметрические данные, поступающие с СРК, позволяют определять как детальное распределение мощности дозы во время прохождения станцией областей повышенной радиации, так и величину дозы, накопленную за каждое такое прохождение. В работе (*Лешневский А.Э. и др.*, 2012) нами были получены эмпирические соотношения, позволяющие рассчитать поглощенную дозу, которую МКС получает за одно пересечение области внутреннего радиационного пояса Земли (зоны Южно-атлантической аномалии, ЮАА) при движении по своей траектории. В качестве параметров, характеризующих траекторию, по которой МКС пересекает зону ЮАА, в работе (*Лешневский А.Э. и др.*, 2012) была выбрана точка пересечения широты – 30°, задаваемая значениями долготы и высоты прохождения этой точки, а также направлением движения – с севера на юг или наоборот. Участок траектории, характеризующийся движением с юго-запада на северо-восток, был обозначен как «восходящий», а с северо-запада на юго-восток – как «нисходящий». Так же, как и в (*Лешневский А.Э. и др.*, 2012), в данной работе широту – 30° мы будем называть «референтной широтой».

Согласно (*Лешневский А.Э. и др.*, 2012), зависимость дозы за каждое из прохождений МКС области ЮАА от долготы пересечения МКС референтной широты можно аппроксимировать функцией вида

$$D_{\text{расч}} = A \times \exp\left(-\frac{(\lambda - \lambda_{\text{ср}})^2}{2 \times \sigma^2}\right), \text{ где } D_{\text{расч}} - \text{расчетное}$$

значение дозы за одно прохождение; λ – долгота пересечения орбитой МКС референтной широты; A , σ , $\lambda_{\text{ср}}$ – численные коэффициенты (при этом коэффициент A зависит от высоты прохождения области ЮАА).

Соответственно, для коэффициента A возможно

$$\text{записать соотношение } A = \frac{D_{\text{расч}}}{\exp\left(-\frac{(\lambda - \lambda_{\text{ср}})^2}{2 \times \sigma^2}\right)}, \text{ где}$$

$D_{\text{расч}}$ – расчетное значение дозы за одно прохождение; λ – долгота пересечения орбитой МКС референтной широты; A , σ , $\lambda_{\text{ср}}$ – численные коэффициенты.

Значение коэффициента A можно оценить по данным измерений, подставив вместо расчетного соответствующее измеренное значение:

$$A = \frac{D_{\text{эксп}}}{\exp\left(-\frac{(\lambda - \lambda_{\text{ср}})^2}{2 \times \sigma^2}\right)}, \quad (1)$$

где $D_{\text{эксп}}$ – измеренное значение дозы за одно прохождение;

λ – долгота пересечения орбитой МКС референтной широты;

A , σ , $\lambda_{\text{ср}}$ – численные коэффициенты.

То есть оказывается возможным для каждого из прохождений МКС референтной широты определить соответствующее этому прохождению значение коэффициента A (поскольку параметры $D_{\text{эксп}}$ и λ известны

из дозиметрических данных и из данных баллистики; численные значения коэффициентов σ и λ_{cp} представлены в работе (Лишневский А.Э. и др., 2012). Это послужило основой создания простой инженерной методики краткосрочного прогнозирования динамики накопления дозы на МКС на основе расчетной оценки вклада в суточную поглощенную дозу от потоков частиц во внутреннем радиационном поясе Земли (в области ЮАА) и от галактических космических лучей (ГКЛ).

Рассмотрим ситуацию, когда к некоторому моменту времени имеется телеметрическая информация СРК за период времени в несколько суток, называемый далее «предыдущий период». Требуется дать прогноз дальнейшей динамики накопления дозы на несколько суток. Второй интервал времени, называемый далее «последующий период», имеет длительность, к примеру, 1-2 суток и следует непосредственно за первым. Баллистические данные имеются для обоих периодов времени. При разработке методики принято допущение, что существенного изменения параметров орбиты, в частности, высоты полета МКС, не происходит.

Задача разработки методики краткосрочного прогноза динамики накопления дозы на МКС осложняется тем обстоятельством, что по ряду технических причин практически ежесуточно имеются значительные промежутки времени, для которых данные СРК отсутствуют. Это затрудняет определение вклада в суточную дозу от ГКЛ и от РПЗ. Поэтому методика прогноза разрабатывалась таким образом, чтобы по существующему неполному набору дозиметрических данных о прохождении ЮАА для «предыдущего» периода было возможно определить значение коэффициента A , позволяющее рассчитать данные за все прохождения, и оценить «текущее» значение вклада в суточную дозу от ГКЛ и от РПЗ для «последующего периода»; а затем, на основе полученных результатов, рассчитать динамику накопления поглощенной дозы.

Был использован следующий порядок расчетов. Для «предыдущего периода» времени по формуле (1) вычислялись значения коэффициента A . Далее они усреднялись, и вычислялось среднесуточное значение коэффициента A для «предыдущего периода». Принимая в качестве допущения, что высота полета МКС в течение «предыдущего» и «последующего» периодов времени изменяется незначительно (тем самым, среднесуточное значение коэффициента A в течение как «предыдущего», так и «последующего» периодов времени не будет подвержено значительным вариациям), оказывается, таким образом, возможно получить следующую формулу для расчетной оценки дозы за одно прохождение МКС референтной широты для интервала времени, непосредственно следующего за тем, для которого было вычислено среднее значение коэффициента A :

$$D_{расч} = A_{cp} \times \exp\left(-\frac{(\lambda - \lambda_{cp})^2}{2 \times \sigma^2}\right), \quad (2)$$

где A_{cp} – усредненное значение коэффициентов A , вычисленных для «предыдущего периода»;

$D_{расч}$ – расчетное значение дозы за одно прохож-

дение для «последующего периода»;

λ – долгота пересечения МКС референтной широты;

σ, λ_{cp} – численные коэффициенты.

Применяя формулу (2) для «последующего» временного интервала, оказывается возможным рассчитать абсолютно все значения дозы ($D_{расч}$), получаемой МКС за каждое прохождение области ЮАА, лишь на основе баллистической информации и вычисленного ранее значения коэффициента A_{cp} . Таким образом, дозу, которую МКС получает от РПЗ за весь «последующий период» ($D_{РПЗ, расч}^{среднее}$), легко вычислить, произведя суммирование для этого временного диапазона всех вычисленных ранее значений $D_{расч}$.

Доза, которую МКС получает от ГКЛ в течение «последующего периода», вычислялась следующим образом. В соответствие моментам начала и окончания «предыдущего периода» ставились соответствующие этим моментам времени значения данных о поглощенных дозах, взятые из массивов дозиметрической информации. Далее вычислялась полная доза, полученная МКС за этот временной интервал (путем вычитания из поглощенной дозы, связанной с окончанием «предыдущего периода», поглощенной дозы, связанной с его началом). Далее, для этого же интервала времени вычислялась доза от РПЗ, получаемая путем суммирования вычисленных по формуле (2) оценок вкладов за все прохождения области ЮАА для «предыдущего периода». Полученная оценка вклада в дозу от РПЗ вычиталась из ранее полученного значения полной дозы. Получившаяся разность считалась вкладом в дозу от ГКЛ. Соответствующее среднесуточное значение получалось делением на длительность «предыдущего периода» времени, выраженную в единицах и десятых долях суток (здесь использовалось допущение о том, что в течение 1-2 суток прошедших с момента окончания «предыдущего периода» среднесуточная доза от ГКЛ не претерпевает значительных вариаций).

Таким образом, для «последующего периода» времени в результате приведенных выше вычислений, удастся получить значение вклада в дозу от ГКЛ и от РПЗ, что дает возможность рассчитать для «последующего периода» динамику накопления дозы.

2. Результаты прогнозирования динамики накопленных доз на МКС

Для реализации рассмотренной выше методики прогнозирования было разработано соответствующее прикладное математическое программное обеспечение, реализованное в виде пакета программ, написанных на языке National Instruments LabView 8.2 (<http://www.ni.com/labview/>) и Visual Basic. Пакет программ, предназначенный для прогнозирования динамики накопленных доз на МКС, был опробован на реальных экспериментальных данных.

Нами проанализирован временной интервал имеющихся дозиметрических данных СРК МКС с 01.07.2005 по 30.11.2011. Ниже, на графиках (рисунки 1-4), приводятся примеры прогнозных оценок динамики накоп-

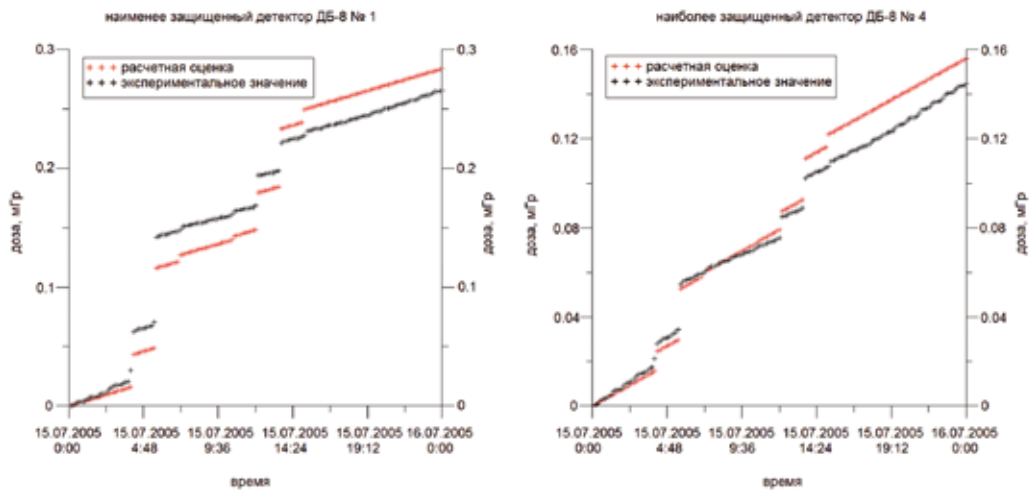


рисунок 1. Сравнение расчетной оценки динамики накопленных доз с экспериментальными данными (для 15.07.2005, длительность «последующего периода» – 1 сутки, длительность «предыдущего периода» – 2 недели (с 01.07.2005 по 14.07.2005))

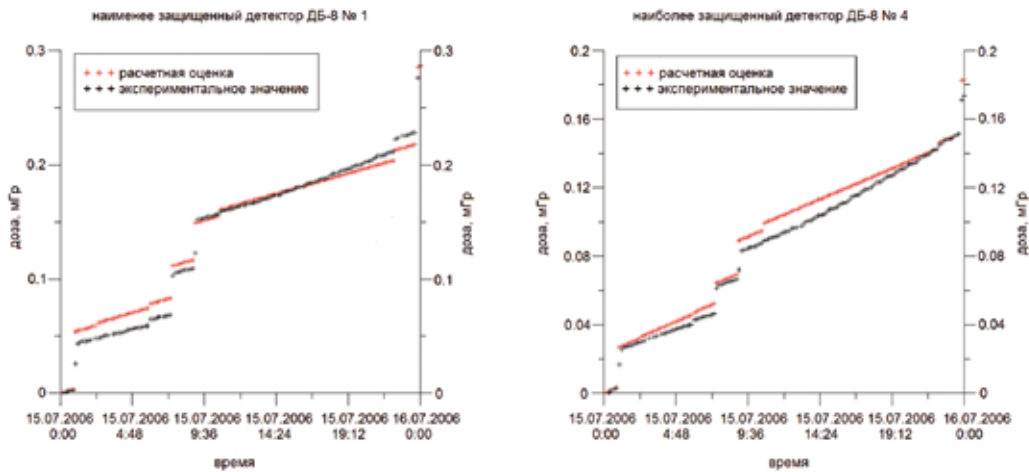


рисунок 2. Сравнение расчетной оценки динамики накопленных доз с экспериментальными данными (для 15.07.2006, длительность «последующего периода» – 1 сутки, длительность «предыдущего периода» – 2 недели (с 01.07.2006 по 14.07.2006))

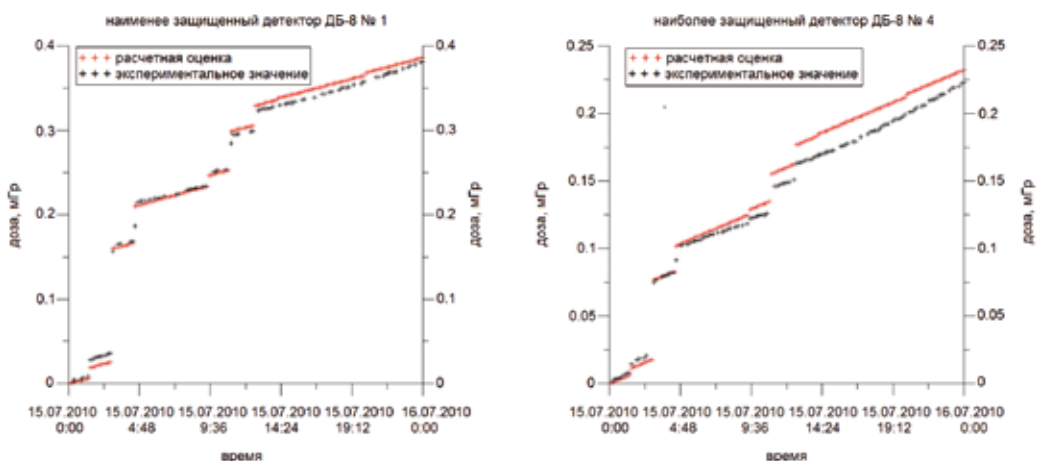


рисунок 3. Сравнение расчетной оценки динамики накопленных доз с экспериментальными данными (для 15.07.2010, длительность «последующего периода» – 1 сутки, длительность «предыдущего периода» – 2 недели (с 01.07.2010 по 14.07.2010))

ленных доз (на графиках обозначены красным) в сравнении с реальными экспериментальными данными (на графиках обозначены черным). На левой панели представлены данные для наименее защищенного канала

детекторов ДБ-8, на правой – для наиболее защищенного. Даты, для которых производится прогноз, были выбраны произвольным образом.

Как видно из приведенных примеров, степень

МЕТОДИКА КРАТКОСРОЧНОГО ПРОГНОЗА ДИНАМИКИ НАКОПЛЕНИЯ ПОГЛОЩЕННОЙ ДОЗЫ НА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ПО ДАННЫМ СИСТЕМЫ РАДИАЦИОННОГО КОНТРОЛЯ

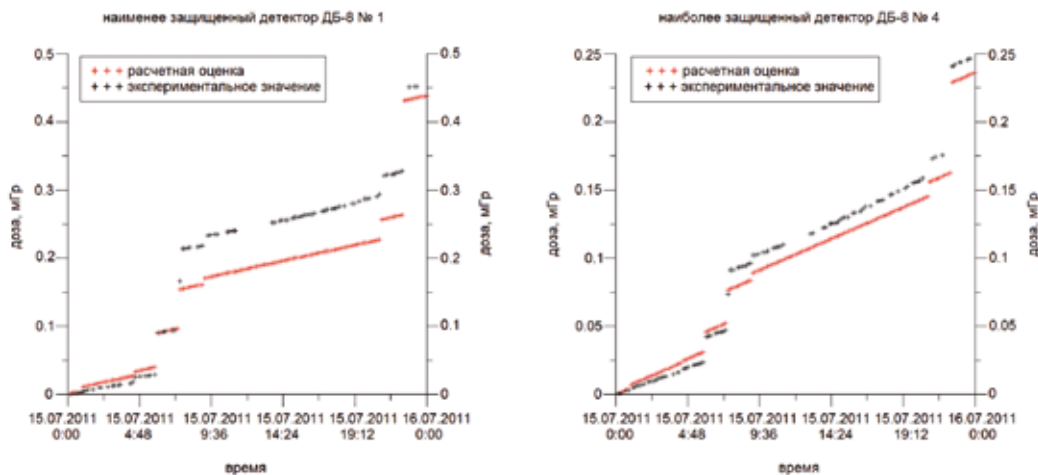


рисунок 4. Сравнение расчетной оценки динамики накопленных доз с экспериментальными данными (для 15.07.2011, длительность «последующего периода» – 1 сутки, длительность «предыдущего периода» – 2 недели (с 01.07.2011 по 14.07.2011))

близости прогнозных оценок динамики накопленных доз к реальным экспериментальным данным различается для различных дат. Для последующего анализа в качестве «меры близости функций» мы использовали вариант сравнения по «наихудшей точке», известный в математике как супремум – норма (Дюран Б. и др., 1977). Полученное таким образом наибольшее за сутки значение погрешности прогноза делилось на величину суточной дозы. Так, мы ввели величину M , задаваемую формулой

$$M = \frac{|D_{\text{экс}} - D_{\text{расч}}|_{\text{макс}}}{D_{\text{сут}}} \times 100\%,$$

где M – функция расстояния экспериментальных данных и их расчетной оценки;

$D_{\text{экс}}$ – экспериментальное значение дозы в некоторый момент времени;

$D_{\text{расч}}$ – расчетное значение дозы в тот же момент времени;

$D_{\text{сут}}$ – доза за 1 сутки;

$|D_{\text{экс}} - D_{\text{расч}}|_{\text{макс}}$ – супремум – норма, значение модуля разности экспериментального и расчетного значений дозы, максимальное из всех значений, вычис-

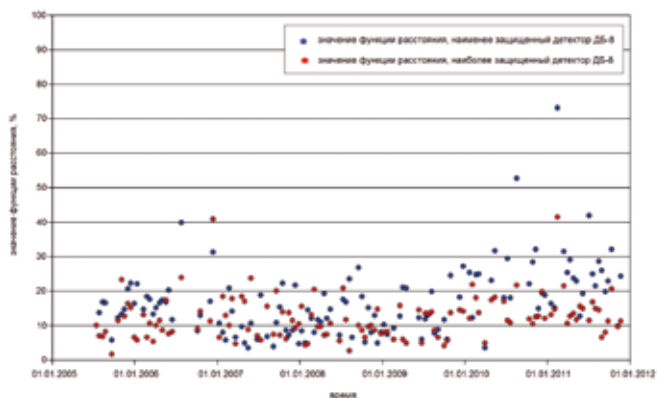


рисунок 5. Временное распределение количественной оценки близости прогнозных оценок динамики накопленных доз к реальным экспериментальным данным для наименее и наиболее защищенных каналов детекторов ДБ-8

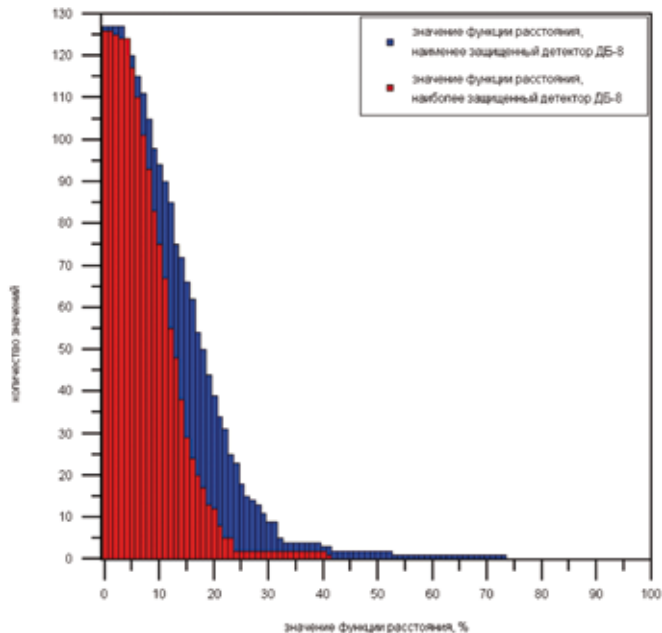


рисунок 6. Функция распределения количественной оценки близости прогнозных оценок динамики накопленных доз к реальным экспериментальным данным для наименее и наиболее защищенных каналов детекторов ДБ-8

ленных для рассматриваемых суток.

Чтобы количественно оценить точность прогноза динамики накопления дозы, для всего временного интервала имеющихся данных (01.07.2005 – 30.11.2011) со скважностью в 14 дней была проведена оценка точности прогнозирования. Временное распределение функции расстояния экспериментальных и расчетных значений доз представлено на рисунке 5.

Далее были рассчитаны распределения функции расстояния экспериментальных данных и их расчетных оценок для наименее и наиболее защищенных каналов детекторов ДБ-8 (рисунок 6).

Как можно видеть из рисунка 6, для наиболее защищенного детектора ДБ-8 удастся произвести прогноз динамики накопленных доз с точностью не хуже 25%,

для наименее защищенного – с точностью не хуже 32%. Количество значений, выходящих за обозначенные границы точности прогноза (25% и 32% соответственно), равно пяти, что составляет ~4% от общего их количества (общее количество значений равно 127).

Разработанная методика весьма проста в вычислительном отношении, использует только данные бортовых измерений и параметры орбитального движения МКС, не требует проведения расчета орбиты и может быть рекомендована для экспресс-оценок ожидаемой динамики накопления дозы на МКС. Расчеты могут выполняться как в наземных условиях, так и на бортовых средствах станции. Отметим, что с незначительными изменениями методика может быть применена и для других космических аппаратов, выполняющих полет по низким (до 500 км) околоземным орбитам.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе данных СРК разработана инженерная методика краткосрочного прогнозирования динамики накопления дозы на МКС. По результатам проведенного с использованием разработанной методики анализа данных системы радиационного контроля МКС за период с 2005 по 2011 годы показано, что точность методики не хуже 25% для наиболее защищенного детектора ДБ-8, для наименее защищенного – точность не хуже 32%.

Информации, содержащейся в данных СРК, достаточно для краткосрочного (на 1-2 суток) прогноза динамики накопления дозы на борту станции с приемлемой (порядка 30%) точностью.

Разработанная методика прогнозирования радиационной обстановки может быть использована для обработки и анализа текущей информации СРК при оперативном обеспечении радиационной безопасности экипажей МКС.

Авторы благодарят Дробышева Сергея Геннадьевича, представившего данные расчета траектории полета МКС за 2005-2011 гг.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Башикиров В.Ф., Панасюк М.И., Тельцов М.В. Динамическая модель захваченной радиации на низких высотах в магнитосфере Земли // Космические исследования. М.: Наука, 1998. Т. 36. С. 359-368.

Дюран Б., Оделл П. Кластерный анализ. М.: Статистика, 1977. С. 17.

Кузнецов Н.В., Мальшикин Ю.М., Николаева Н.И., Ныммик Р.А. и др. Программный комплекс COSRAD для прогнозирования радиационных условий на борту космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2011. № 2. С. 72-78.

Кузнецов Н.В., Панасюк М.И. Космическая радиация и прогнозирование сбое- и отказоустойчивости интегральных микросхем в бортовой аппаратуре космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. Радиаци-

онное воздействие на радиоэлектронную аппаратуру. 2001. Вып. 1-2. С. 3-8.

Литневский А.Э., Панасюк М.И., Нечаев О.Ю., Бенгин В.В. и др. Результаты мониторинга вариаций поглощенной дозы на Международной космической станции за период 2005-2011 гг. // Космические исследования. М.: Наука, 2012. Т. 50, № 5. С. 419-424.

Лягушин В.И., Волков А.Н., Александрин А.П. и др. Предварительные результаты измерения поглощенных доз по данным системы радиационного контроля российского сегмента Международной космической станции // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2002. Вып. 4. С. 22-25.

Модель космоса: научно-техн. сб. М., 2007. Т. 1. Гл. 3.9, 3.10. С. 627-667.

Петров В.М., Бенгин В.В., Шуришаков В.А., Панасюк М.И. и др. Поглощенные дозы в октябре-ноябре 2003 года на российском сегменте международной космической станции по данным системы радиационного контроля // Космические исследования. М.: Наука, 2006. Т. 44, №2. С. 112-117.

Пичхадзе К.М., Панасюк М.И., Кузнецов Н.В., Ныммик Р.А., Соболевский Н.М., Хамидуллина Н.М., Зефиоров И.В. Методика расчета поглощенных доз на борту космических аппаратов для межпланетных миссий // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: сб. научн трудов НПО им. С.А.Лавочкина / Под ред. К.М. Пичхадзе. 2004. Вып. 5. С. 396-400.

Хамидуллина Н.М. Расчет радиационных характеристик бортовой аппаратуры с использованием трехмерной модели КА // Полет. 2008. № 10. С. 49 - 55.

Хамидуллина Н.М., Кузнецов Н.В., Зефиоров И. В., Артемов М.Е. Сотрудничество НИИЯФ им. Д.В. Скобельцына МГУ и НПО им. С.А. Лавочкина в области прогнозирования радиационных условий функционирования КА // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 88-91.

Badhwar, G.D., Atwell, W., Cash, B. et al. Radiation environment on the MIR orbital station during solar minimum // Adv. Space Res. 1998. 22 (4), 501-510.

Dachev, Ts.P., Plock, O., Tomov, B., Spurny, F. Analysis of the GCR dose rate increase onboard spacecraft and aircraft in the declining phase of the 23rd solar cycle Fundamental Space Research, Supplement of computes Rend. Acad. Bulg. Sci. 2010. P. 142–146. ISBN: 987-954-322-409-8. Available from: <http://www.stil.bas.bg/FSR2009/pap139.pdf>. (дата обращения: 04.11.2013).

Dachev, Ts.P. Characterization of near Earth radiation environment by Liulin type instruments // Adv. Space Res. 2009. P. 1441-1449. doi:10.1016/j.asr.2009.08.007.

National Instruments LabView (система визуального программирования) [Электронный ресурс] URL: <http://www.ni.com/labview/> (дата обращения: 04.11.2013).

Nymmik R.A. Space systems-space environments-model galactic cosmic rays: International standard ISO-DIS 15390. In International Standards. Switzerland, 2004. P. 1-6. ISO 15390:2004(E).

Статья поступила в редакцию 05.11.2013 г.

УНИКАЛЬНЫЙ УПРОЧНИТЕЛЬ – БОРНОЕ ВОЛОКНО И ЕГО ПРИМЕНЕНИЕ В КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЯХ

А.Н. Тимофеев,
кандидат технических наук*,
info@kompozit-mv.ru;
A.N. Timofeev***

В.М. Цвелев,**
tsvelev@laspace.ru;
V.M. Tsvelev****

В.А. Асюшкин,
кандидат технических наук**,
asyshkin@laspace.ru;
V.A. Asiyshkin****

Т.К. Потанова,
кандидат химических наук*,
info@kompozit-mv.ru;
T.K. Potanova***

В статье проанализированы и показаны преимущества применения композиционного материала с металлической матрицей «алюминий-бор» (Al-B) в конструкции космических аппаратов. Отражены технологии получения борного волокна, а также производства трубчатых элементов из Al-B для ферменных конструкций. В качестве примеров рассмотрено использование данного композиционного материала в изделиях прикладного, научного и коммерческого назначения.

Ключевые слова:
«алюминий-бор»;
трубчатые элементы;
использование в конструкции КА.

Производство борных волокон освоено только в двух странах. Впервые борные волокна были созданы в США, с начала 1970-х годов они серийно выпускаются фирмой «Specialty Materials». Борные волокна положили начало появлению высокопрочных высококомодульных композиционных материалов и открыли новый этап в материаловедении и конструировании высоконагруженных узлов ракетно-космической техники.

Разработчиком отечественной технологии является Государственный научно-исследовательский институт химии и технологии элементо-органических соединений (ГНИИХ-ТЭОС). Производство борного волокна с 1974 года было запущено в СССР на Дзержинском опытном заводе (позднее ОАО «Авиабор») и осуществлялось там до 1994 года. При этом объем выпуска волокна достигал 2 т/год.

Борное волокно представляет собой непрерывное волокно диаметром 140 мкм, состоящее из вольфрамового сердечника диаметром 12,5 мкм, окруженного слоем бора (рисунок 1).

Специфическая структура волокна определяется технологией его получения путем

* ОАО «Композит», Россия, Московская область, г. Королев.

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

UNIQUE REINFORCER – BORIC FILAMENT AND ITS APPLICATION IN SPACE STRUCTURES

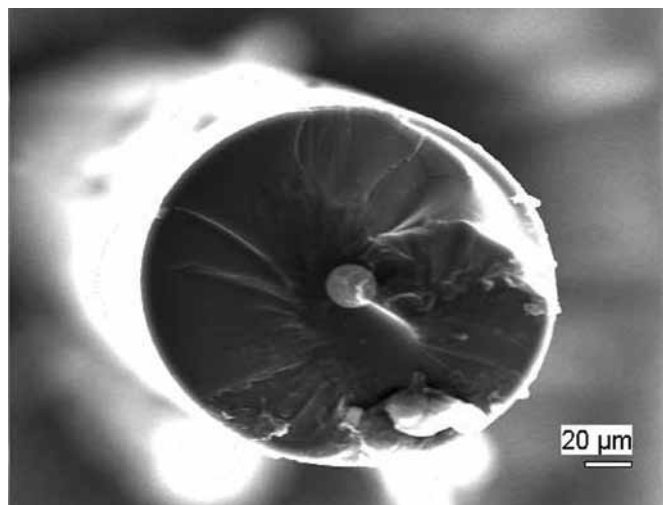
П.А. Грешилов,
кандидат технических наук**,
dip@laspace.ru;
P.A. Greshilov****

О.П. Баженова,**
metall@laspace.ru;
O.P. Bazhenova****

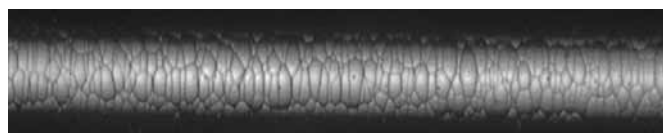
Advantages of using of metal matrix composite material «aluminium-boron» (Al-B) in spacecraft structures are analyzed and shown in the article.

Manufacturing technologies of boric filament, and also Al-B tube elements manufacturing for truss structures are described. As examples, using of this material in applied, scientific and commercial spacecrafts is discussed.

Key words:
«aluminium-boron»;
tube elements;
using in the spacecraft structure.



a



b

a – торцевая поверхность;
b – боковая поверхность.
рисунок 1. Структура борного волокна, ×500

*** ОАО «Композит», Russia, Moscow region, Korolev city.

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

химического газофазного осаждения бора на вольфрамовую проволоку, раскаленную до температуры $\sim 1300^\circ\text{C}$, по реакции $2\text{BCl}_3 + 2\text{H}_2 \rightarrow 2\text{B} + 6\text{HCl}$.

При этом на поверхности проволоки зарождаются и растут зерна кристаллического бора, формируя при выходе на боковую поверхность характерную структуру «кукурузного початка».

Борное волокно обладает уникальными механическими характеристиками: при удельной плотности $2,5 \text{ г/см}^3$ его прочность при растяжении составляет более 3000 МПа, а модуль упругости 400 ГПа.

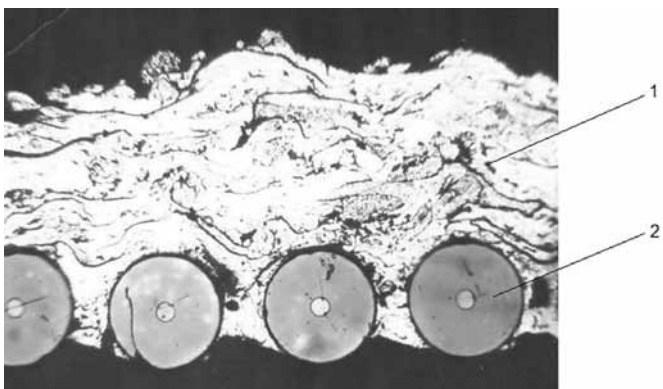
Наибольший прогресс достигнут при армировании борным волокном алюминиевых сплавов. Металлический композиционный материал – боралюминий при плотности, равной плотности алюминия, по прочностным и жесткостным характеристикам в два-три раза превышает алюминиевые и даже титановые сплавы, что делает его уникальным конструкционным материалом для изделий РКТ.

Прочностные и жесткостные свойства борного волокна в полной мере реализуются в составе боралюминиевых трубчатых элементов, армированных в осевом направлении и нагруженных в конструкции на сжатие-растяжение. До настоящего времени трубчатые элементы ферменных конструкций КА являются наиболее эффективным применением боралюминия.

В результате большого объема научно-



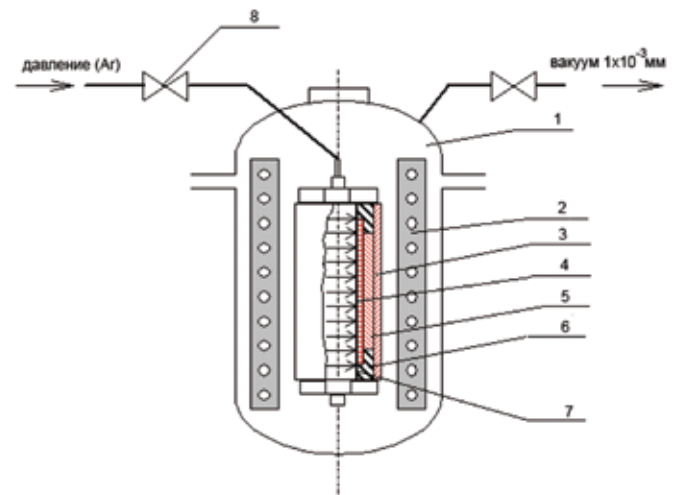
а



б

- а – внешний вид;
 б – структура поперечного сечения;
 1 – плазменнонапыленный сплав АМгб;
 2 – борное волокно.

рисунок 2. Внешний вид и структура поперечного сечения ленты-полуфабриката АМгб-В



- 1 – автоклав;
 2 – нагреватель;
 3 – контейнер;
 4 – заготовка ТЭ;
 5 – разъемный вкладыш;
 6 – законцовка;
 7 – тонкостенная оболочка (диафрагма);
 8 – вентиль.

рисунок 3. Технологическая схема автоклавного прессования трубчатых элементов

исследовательских и опытно-конструкторских работ, выполненных ОАО «Композит» совместно с предприятиями нашей отрасли и, особенно, с НПО им. С.А. Лавочкина, разработана технология получения и организовано опытно-промышленное производство боралюминиевых труб АМгб-В.

Технологический цикл переработки исходного борного волокна включает предварительное изготовление ленты-полуфабриката АМгб-В в виде упорядоченного монослоя волокон, скрепленных слоем плазменнонапыленного сплава АМгб (рисунок 2).

Для рационального использования борного волокна изготавливается лента-полуфабрикат разной длины – от 900 мм до 1400 мм, что позволяет минимизировать отходы при ее раскрое.

Схема технологического процесса автоклавного прессования трубчатых элементов (ТЭ) приведена на рисунке 3.

Процесс производства ТЭ состоит из следующих основных операций:

- на тонкостенную оболочку 7 из нержавеющей стали, как на оправку, методом намотки набирают заготовку композитной части трубчатого элемента из моноленты-полуфабриката в соответствии с заданной схемой армирования;
- устанавливают законцовки 6 из алюминиевого сплава АМгб на торцы заготовки композитной части ТЭ 4;
- помещают заготовку в специальный контейнер 3;

- устанавливают контейнер в автоклав 1, где контейнер с заготовкой некоторое время нагревают и вакуумируют при остаточном давлении 1×10^{-3} мм рт. ст. с целью очистки моноленты от адсорбированных газов и возможных загрязнений;
- затем вакуумная система отключается, а во внутренний герметичный объем, образованный тонкостенной оболочкой, подается под давлением 70 ± 5 МПа инертный газ (Ar);
- осуществляется горячее прессование заготовки ТЭ с одновременной термодиффузионной сваркой законцовок с композитной трубой при температуре $490 \pm 10^\circ\text{C}$ в течение 20-60 мин. Этот процесс реализуется за счет раздачи тонкостенной оболочки внутренним давлением, с одной стороны, и высокой жесткости цилиндрической оболочки контейнера и разъемных вкладышей 5 – с другой;
- после завершения операции прессования контейнер охлаждают, удаляют из автоклава и из него извлекают готовый ТЭ.

Схема армирования ТЭ – однонаправленная, направление армирующих волокон совпадает с продольной осью трубы. Внутренняя и наружная поверхности трубы плакированы фольгой из алюминиевого сплава АД1.

Наличие плакирующих слоев вызвано двумя причинами:

- необходимостью обеспечить высокое качество термодиффузионной сварки композитной части ТЭ с законцовками;
- необходимостью предохранить борное волокно от повреждений при проведении монтажно-сборочных работ.

НПО им. С.А. Лавочкина стало одним из первых предприятий, внедривших боралюминиевые трубчатые элементы взамен алюминиевых в состав высоконагруженных ферменных конструкций космических аппаратов (КА) типа «Аркон-1», «Око-2», межорбитального космического буксира (МКБ) «Фрегат» и др., обеспечив снижение массы конструкций на 20-40%.

Так, в составе КА «Аркон-1» боралюминиевые трубы использованы в конструкциях несущей фермы оптического телескопа и балки привода остроуправленной антенны (*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина, 2010*).

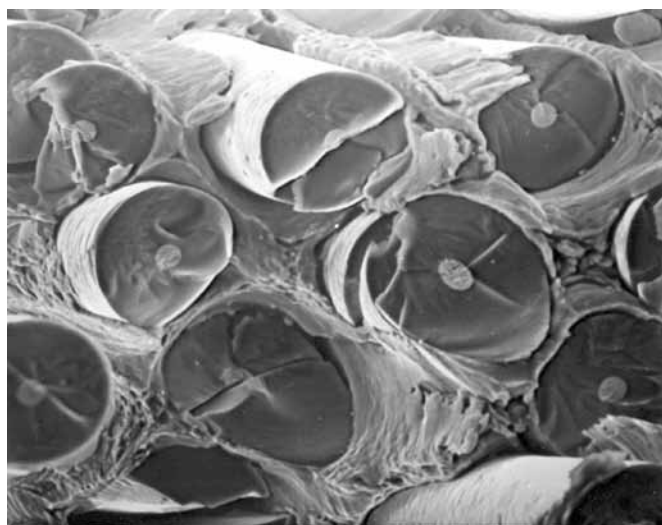
В космическом аппарате «Око-2» ТЭ из АМг6-В были применены в конструкциях рамы блока внешних приборов, представляющей собой двухсекционную ферму, а также балки выноса приборов СУОС для установки солнечных датчиков, что позволило обеспечить необходимую прочность и жесткость конструкций, их размерную стабильность в условиях эксплуатации.

Разработаны действующие по настоящее

время совместные технические условия на поставку ТУ 92-932-1-140-94 «Заготовки боралюминиевых трубчатых элементов марки АМг6-В с законцовками из алюминиевого сплава АМг6. Технические условия», в которых представлен широкий типоразмерный ряд трубчатых элементов диаметром от 20 мм до 75 мм (рисунок 4). Система контроля качества поставляемых труб, помимо контроля внешнего вида и размерных параметров, включает приемосдаточные испытания при растяжении и сжатии каждой трубы.



а



б

а – внешний вид;

б – структура материала композитной части.

рисунок 4. Композитная часть боралюминиевого трубчатого элемента АМг6-В

Проблема дефицита борного волокна – составного компонента боралюминия, определяющего его высокую весовую эффективность, возникла в середине 90-х годов после прекращения промышленного производства на Дзержинском опытном заводе в условиях падения спроса.

Начиная с этого времени, ОАО «Композит» использовал для изготовления и поставок трубчатых элементов имевшиеся запасы борного волокна.

Тем не менее, НПО им. С.А. Лавочкина продолжило внедрение высокоэффективного материала в свои новые изделия; более того, был сделан шаг вперед с точки зрения расширения области применения боралюминиевых трубчатых элементов.

Совместно с ОАО «Композит» был выполнен комплекс научно-исследовательских и опытно-

конструкторских работ, обеспечивший внедрение боралюминиевых трубчатых элементов в состав внутрибаковой фермы полезного груза межорбитального космического буксира «Фрегат» и для маршевых двигательных установок межпланетных станций (Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2009; Ефанов В., Мартынов М., Пичхадзе К., 2012) (рисунок 5).

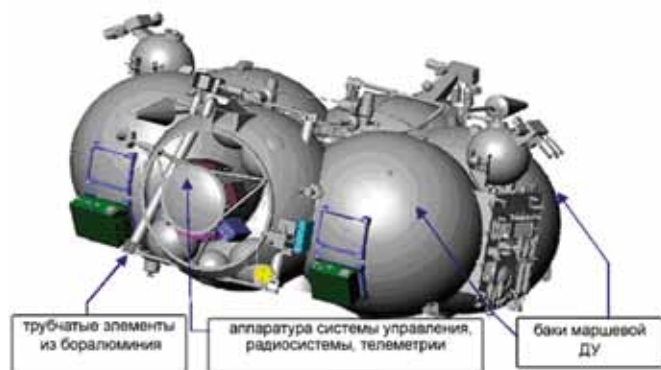


рисунок 5. Схема расположения боралюминиевых труб в конструкции межорбитального космического буксира «Фрегат»

На основании выполненных работ гарантирована сохранность свойств трубчатых элементов после 15-летнего хранения в условиях отапливаемого помещения (ранее – три года), транспортирования в составе изделия в течение шести месяцев (ранее – один месяц) и коррозионных воздействий в компонентах в течение 190 суток (ранее не предусматривалось).

Применение боралюминиевых труб позволяет более чем на 30% снизить вес и обеспечить необходимую жесткость ферменных конструкций МКБ «Фрегат».

Для дальнейшей комплектации штатных изделий боралюминиевыми трубами в течение ряда лет нами предпринимались усилия по восстановлению производства борного волокна, необходимого для сохранения боралюминия в составе штатных изделий и обеспечения разработки конкурентоспособных перспективных изделий ракетно-космической техники.

Эта проблема, имеющая отраслевое значение, была решена в рамках ФЦП «Разработка, восстановление и организация производства стратегических, дефицитных и импортозамещающих материалов и малотоннажной химии для вооружения, военной и специальной техники на 2009-2011 годы и на период до 2015 года».

Поскольку технические параметры ранее существовавшего производства физически и морально устарели, ГНИИХТЭОС на своей

производственной базе выполнил необходимые работы по восстановлению и совершенствованию технологии и организации малотоннажного производства, оснащенного на современном уровне. Выпущены технические условия на борное волокно нового поколения ТУ2112-065-00209013-2009 (опытные партии) «Нити борные», которыми предусмотрена средняя прочность борного волокна (σ) не менее 3300 МПа. Это значение не является пределом, планируется достижение прочностных характеристик на уровне не менее 3500 МПа.

Современный высокоэффективный композиционный материал – бор-алюминий, не имеющий аналогов среди известных металлических материалов, планируется к дальнейшему применению в изделиях НПО им. С.А. Лавочкина, в том числе перспективных, в обеспечение повышения жесткости несущих конструкций и, соответственно, улучшения массово-габаритных характеристик выводимых полезных грузов (Асюшкин В.А., Ишин С.В., 2011).

список литературы

Асюшкин В.А., Ишин С.В. Универсальный разгонный блок повышенной энерговооруженности «Фрегат-СБ» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 1. С. 9-12.

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

Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина / Под общ. ред. д.т.н., профессора К.М. Пичхадзе и д.т.н., профессора В.В. Ефанова. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. С.129-139; 142-148.

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

Статья поступила в редакцию 17.09.2013 г.

СРАВНИТЕЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТРАДИЦИОННОЙ И КОМПЬЮТЕРНОЙ РАДИОГРАФИИ ПРИ ОЦЕНКЕ КАЧЕСТВА ПРОДУКЦИИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

COMPARATIVE STUDY OF EFFICIENCY OF CONVENTIONAL AND COMPUTERIZED RADIOGRAPHY WHILE MAKING ASSESSMENT OF QUALITY OF ROCKET-AND-SPACE INDUSTRY PRODUCTS



М.В. Шибалов,
член-корреспондент
Академии наук авиации
и воздухоплавания,
кандидат технических
наук*,
smelkina@laspace.ru;
M.V. Shibalov**



А.И. Ананьев,
кандидат технических
наук*,
anai@laspace.ru;
A.I. Ananyev**



А.С. Шумова*,
smelkina@laspace.ru;
A.S. Shutova**



В.Б. Силиванчик*,
smelkina@laspace.ru;
V.B. Silivanchik**

Рассмотрены преимущества и недостатки метода компьютерной радиографии при контроле качества сборочных единиц изделий «Фрегат», «Спектр» и др. Показано, что среди объектов контроля имеется технологическая ниша, в которой эффективность компьютерной радиографии проявляется в полной мере. Приведены конкретные примеры и динамика освоения нового метода.

Ключевые слова: компьютерная радиография; опытное производство; производительность; динамика внедрения.

Радиография, несмотря на относительную дороговизну, является основным методом неразрушающего контроля качества сварных и паяных швов, отливок и других объектов контроля (ОК). К основным составляющим себестоимости рентгеновского контроля относятся затраты на серебрясодержащую рентгеновскую пленку, фотореактивы, на заработную плату персонала. Затраты времени и бюджетных средств на осуществление проектов НИОКР на ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» превышают плановые показатели (Романов В.М. и др., 2011). Из этого следует, в частности, необходимость совершенствования технологических процессов и методов контроля. Так, например, замена разношерстного оборудования в рентгеновских лабораториях мобильными рентгеновскими

The article reviews advantages and disadvantages of computerized radiography method while quality control of assemblies and units of «Fregat» and «Spektr» etc. products. It has been shown that among control objects there is a technological niche at which effectiveness of computerized radiography become apparent in full. Specific examples and dynamics of a new method introduction are given.

Key words: computerized radiography; pilot plant; production rate; introduction dynamics.

моноблоками одного модельного ряда позволила существенно повысить производительность контроля (Шибалов М.В. и др., 2010).

Определенные перспективы для повышения производительности рентгеновского контроля при одновременном снижении затрат представляет компьютерная радиография (КР) (Соснин Ф.Р., 2003). По способу визуализации скрытого изображения она принципиально отличается от пленочной технологии. Вместо рентгеновской пленки в компьютерной радиографии используют гибкую пластину, в которой люминофором является легированный специальными добавками фосфор. При сканировании лазерным лучом экспонированная фосфорная пластина люминесцирует, причем интенсивность люминесцент-

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

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

ного излучения пропорциональна поглощенной энергии рентгеновского излучения. В отличие от рентгеновской пленки фосфорная пластина может быть использована многократно. Причем рабочий ресурс ее составляет десятки тысяч раз, т.е. одна фосфорная пластина может заменить несколько сотен пачек дорогостоящей рентгеновской пленки.

В статье дается анализ технико-экономической эффективности метода компьютерной радиографии на примере радиографического комплекса ФОСФОМАТИК, приобретенного по программе модернизации опытного производства ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». Качество рентгеновских изображений, полученных с помощью ФОСФОМАТИКа, соответствует 1-му классу чувствительности по ГОСТ 7512-82 «Контроль неразрушающий. Соединения сварные. Радиографический метод». Рассмотрение достаточно широкой выборки ОК на предмет возможности применения компьютерной радиографии позволило выявить наряду с существенными преимуществами компьютерной радиографии и ряд ограничений, обусловленных, с одной стороны, техническими характеристиками радиографического комплекса, с другой – спецификой опытного производства, которая не позволяет в настоящее время полностью отказаться от рентгеновской пленки.

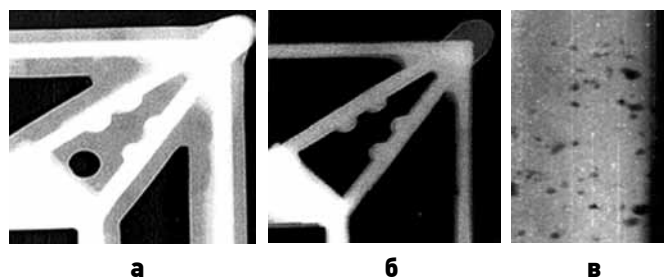
Специфика рентгеновского контроля в опытном производстве характеризуется многообразием размеров ОК и, соответственно, размеров кассет с пленкой: от 5×5 см до 30×40 см. Поскольку расстояние между подающими и принимающими роликами сканера ФОСФОМАТИКа составляет 180 мм, эта технология неприемлема для обработки снимков меньшей протяженности, например, труднодоступных монтажных стыков трубопроводов межорбитального космического буксира «ФРЕГАТ» (МКБФ), где размер кассет чуть больше спичечного коробка.

Другим фактором, препятствующим широкому внедрению КР на предприятии, является недостаточная пропускная способность сканера в случаях одновременного экспонирования нескольких участков крупных ОК. Способ группового экспонирования и фотообработки нескольких пленок достаточно распространен при пленочной технологии рентгеновского контроля. Например, при использовании источника ионизирующего излучения панорамного типа кольцевые сварные швы приборных контейнеров и баков обкладывают по периметру пленками и экспонируют за один раз. Так же, одновременно, их проявляют, зачастую вместе с предыдущими снимками. За один прием проявляют до 20 рентгеновских пленок – насколько позволяет емкость проявочного бака. Сканер ФОСФОМАТИКа одновременно считывает только одну пластину, поэтому применение КР нецелесообразно там, где есть возможность одновременно просвечивать несколько участков. Уменьшение затрат на расходные материалы в этом случае сопряжено с

понижением производительности труда.

Как и всякий технологический процесс, компьютерная радиография имеет область наиболее успешного применения. Вышеприведенные ограничения находятся за пределами этой области. В то же время среди многообразия ОК имеется достаточно широкая ниша, где преимущества ФОСФОМАТИКа очевидны. Это многочисленные ОК, которые можно разместить на фосфорной пластине: кронштейны, тяги, подкосы, биметаллические переходники, отливки, изоляторы и др. Ниже приведены несколько примеров эффективного применения КР.

Отливки. На рисунке 1 показано несколько изображений литой рамы, полученных с одного рентгеновского снимка на фосфорную пластину ФОСФОМАТИКа.



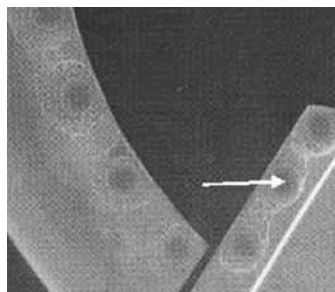
рисунки 1. Литая рама приборной панели

Изменение уровня серого цвета (аналог оптической плотности) позволяет последовательно расшифровывать тонкие (см. рисунок 1а) и толстые (см. рисунок 1б) участки. На рисунке 1в показана местная пористость в увеличенном масштабе. При контроле литой рамы приборной панели МКБФ по пленочной технологии необходимо выполнить 32 снимка на рентгеновской пленке, вследствие сложной конфигурации и перепада толщин ОК. С помощью ФОСФОМАТИКа для контроля рамы достаточно восьми снимков.

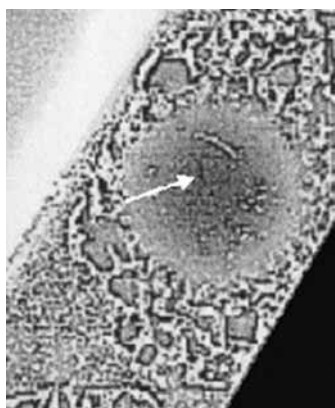
В целях рационального расходования рентгеновской пленки производят ее раскрой в соответствии с размерами ОК. Необходимость изготовления широкого ассортимента бумажных кассет увеличивает объем вспомогательных операций в ущерб машинному времени (экспозиции). При КР в этом нет необходимости, так как фосфорная пластина практически не расходуется. Производительность труда повышается в несколько раз. Отливки являются типичными разнотолщинными ОК; обычно в сечении они представляют собой тавр, швеллер, угольник. Здесь особенно эффективно применение КР, так как на одном снимке можно последовательно выявлять участки разной толщины, не прибегая к повторной экспозиции и ряду вспомогательных технологических переходов, присущих пленочной технологии.

Точечная электросварка (ТЭС). Применяется практически во всех изделиях НПО для крепления разнообразных кронштейнов, ребер жесткости и др. Показателями качества ТЭС являются: диаметр

литого ядра, отсутствие несплошностей, трещин, выплесков расплавленного металла. Названные показатели качества наблюдают на экране монитора. Для удобства расшифровки масштаб изображения увеличивают. Рентгеновский снимок сварных швов, выполненных ТЭС, показан на рисунке 2.



а



б

а – общий вид сварных точек;

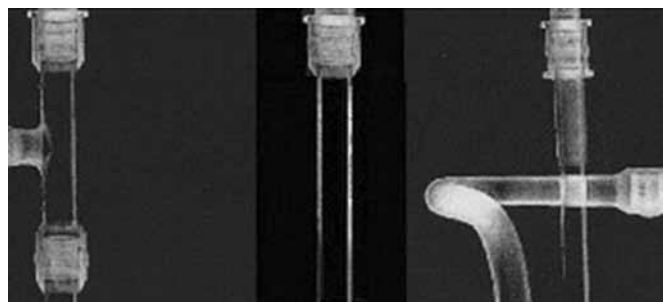
б – сварная точка в увеличенном масштабе.

рисунки 2. Рентгеновский снимок ТЭС ребра с обечайкой

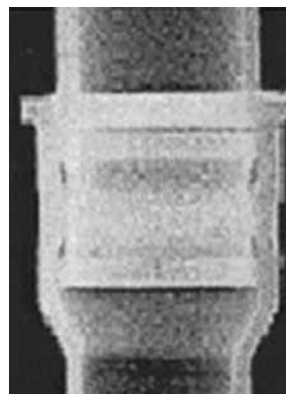
Стрелки указывают на трещину в ядре, на рисунке 2а она практически не видна. Вообще, увеличение рентгеновского изображения – первое действие при расшифровке снимков, так как оно облегчает работу дефектоскописта, снижает утомляемость.

Аргонодуговая сварка. Как указано выше, применение ФОСФОМАТИКА весьма эффективно при просвечивании небольших ОК, которые размещаются на фосфорной пластине (тяги, подкосы, монтажные стыки трубопроводов и т.д.). Такого рода ОК преобладают в начале производственного цикла изготовления любого изделия. На рисунке 3 показан фрагмент монтажных швов трубопроводов систем диагностики и управления двигательной установки.

Биметаллический переходник – необходимый узел для сварки трубопроводов из разнородных металлов. Переходники выполняют методом прессовой сварки или пайки, в зависимости от комбинации соединяемых металлов. Показателями качества являются соответственно соосность деталей и заполнение расплавленным припоем соединительного зазора паяного соединения. Рент-



а



б

а – групповой снимок;

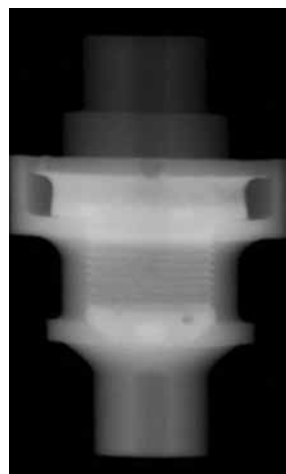
б – отдельный стык

(в увеличенном масштабе).

рисунки 3. Монтажные стыки трубопроводов



а



б

а – комбинация сталь-алюминий;

б – комбинация сталь-титан.

рисунки 4. Заготовки биметаллических переходников

геновские снимки заготовок переходников, выполненных методом прессовой сварки и пайки, показаны на рисунке 4.

Контроль качества заполнения жидкостью различных емкостей. Показателем качества является уровень жидкости по мениску и отсутствие газовых пузырей в полости, заполненной жидкостью. Воздушный пузырь в рулевой машине МКБФ показан на рисунке 5.

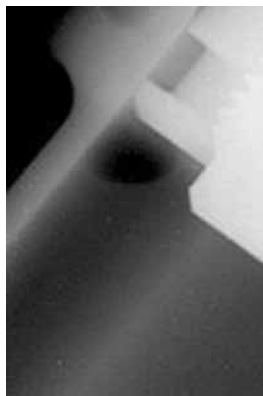


рисунок 5. Пузырь в объеме, заполненном маслом

Изоляторы. В большом количестве для электротехнических целей просвечиванию подлежат метизы из фторопласта и полиэтилена (винты, шайбы, муфты) на отсутствие металлических включений. Металлические частицы контрастно выделяются на рентгеновском снимке.

Иллюстрации, представленные на рисунках 1-5, выполнены без применения рентгеновской пленки. Компьютерная радиография – это сухая технология, она не требует темного помещения и растворов фотохимикатов. Из приведенной выборки объектов контроля, прошедших компьютерную радиографию, видны преимущества нового метода, как по производительности, так и по снижению затрат. В результате проведенного сравнительного исследования установлено, что эффективность компьютерной радиографии существенно зависит от конфигурации и компоновки объектов контроля. Наивысшие показатели достигнуты при работе с отливками, типичными разнотолщинными ОК и различными фермами, где короткие сварные швы достаточно удалены друг от друга.

Ответственным моментом рентгеновского контроля является архивирование снимков. В пленочной технологии выделяют отдельное помещение для хранения архива, тогда как в КР архивирование выполняют в электронном виде и отдельное помещение не требуется.

Динамика внедрения компьютерной радиографии в опытное производство показана на рисунке 6.

Реальное замещение рентгеновской пленки выше, чем в представленном графике, так как в нем не отражена возможность считывания и расширения участков разной толщины на одном снимке. Это осуществляют изменением яркости и контраста

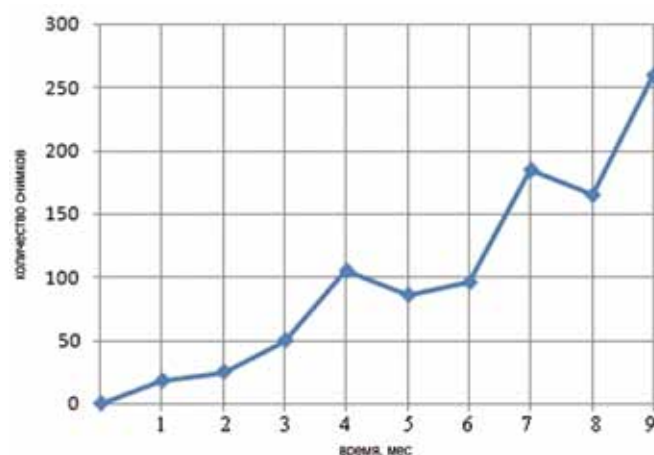


рисунок 6. График внедрения компьютерной радиографии

ности изображения.

Объем работ, выполненных ФОСФОМАТИКом за отчетный период, рисунок 6, составил более 600 экспозиций. По отношению к затратам на применяемую рентгеновскую пленку Agfa structurix D5 фосфорная пластина за это время окупилась 20 раз, хотя она в 30 раз дороже рентгеновской пленки. За счет исключения ряда вспомогательных операций, а также благодаря скорости визуализации скрытого изображения сканером производительность рентгеновского контроля существенно повысилась. Машинное время, необходимое для выполнения одного и того же объема работ, в случае компьютерной радиографии меньше. Это означает, что работа на ФОСФОМАТИКе комфортнее. Очевидно, что доля КР в объеме рентгеновского контроля будет возрастать за счет оптимизации межцеховых перевозок объектов контроля, увеличения объемов серии однотипных регулярно повторяющихся деталей (подкосы, тяги и т.п.) и др. Также, этому способствует появление нового оборудования для компьютерной радиографии с более высокими техническими характеристиками.

список литературы

Романов В.М., Ковалев Е.В., Кузнецова А.Ю. Исследование метода критических цепей Э. Голдратта для управления опытно-конструкторскими работами в условиях неопределенности и ограниченных ресурсов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С.11-17.

Шибалов М.В., Ананьев А.И., Финатов А.Н. Повышение производительности рентгеновского контроля сборочных единиц РБ «Фрегат» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 2. С. 49-54.

Соснин Ф.Р. Неразрушающий контроль: справочник. Книга 2. М.: Машиностроение, 2003. 559.

Статья поступила в редакцию 22.02.2013 г.

КОНЦЕПЦИЯ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ФГУП «НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА»

CONCEPT OF EDUCATIONAL ACTIVITIES AT LAVOCHKIN ASSOCIATION



Ю.А. Матвеев,
профессор, доктор технических
наук, ФГБОУ ВПО «Московский
авиационный институт (научно-
исследовательский университет)»,
Россия, г. Москва,
matveev@laspace.ru;
Yu. A. Matveev



С.В. Кудрявцев,
кандидат технических наук*,
cvk@laspace.ru;
S.A. Kudryavtsev**



П.В. Примаков,
кандидат экономических
наук*,
pavel.primakov@laspace.ru;
P.V. Primakov**

В статье изложена концепция образовательной деятельности ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» (НПОЛ), определяющая основные подходы НПОЛ к организации образовательной деятельности по подготовке кадров: принципы, цели, основные задачи, содержание и этапы ее реализации.

Ключевые слова: подготовка кадров; образовательная деятельность; научно-образовательный центр; обучение; инновационный проект; учебно-инновационный комплекс; концепция.

ВВЕДЕНИЕ

Создание конкурентоспособной космической техники возможно только при условии проведения на предприятиях отрасли эффективной кадровой политики.

Для ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», осуществляющего разработку и производство космических аппаратов научного, социально-экономического и специального назначения (Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2013), вопрос сохранения и дальнейшего укрепления предприятия высокопрофессиональными кадрами всегда был первостепенным.

Одной из основных задач кадровой политики НПОЛ является эффективное управление кадровыми ресурсами, обеспечение оптимального численного и качественного баланса кадрового состава в соответствии с потребностями самой организации и с учетом внешних факторов (Кудрявцев С.В. и др., 2013). Важную роль в этой работе играет научно-образовательный центр,

The article describes the concept of educational activities at Lavochkin Association (NPOL), defining the main NPOL approaches to organization of educational activities in respect to personnel training: principles, objectives, main tasks, contents and its implementation phases.

Key words: personnel training; educational activities; scientific-educational centre; education; innovative project; educational-innovative complex; concept.

обеспечивающий взаимодействие предприятия с образовательными учреждениями с целью обеспечения притока молодежи, подготовку, переподготовку и повышение квалификации работников различных специальностей.

За последние годы в образовательной сфере стали накапливаться негативные тенденции и проблемы:

- Количественный спад числа абитуриентов и ожидаемое уменьшение притока молодых инженеров-выпускников ВУЗов на НПОЛ (Матвеев Ю.А., 2009). На рисунке 1 представлена динамика приема и выпуска студентов факультета «Космическая техника» МАИ, расположенного на территории ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». Факультет «Космическая техника» МАИ – основной поставщик инженерных кадров для НПОЛ. За 50 лет более 2500 его выпускников стали работниками НПОЛ.
- Уровень подготовки поступающих на работу специ-

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

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

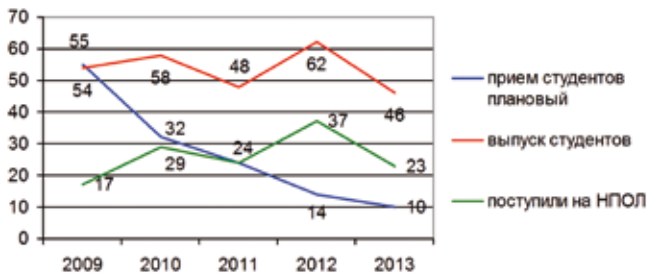


рисунок 1. Динамика приема и выпуска студентов факультета «Космическая техника» МАИ

алистов не соответствует современным требованиям (особенно большой отсев среди рабочих специальностей) и в связи с этим повышается нагрузка на НПОЛ по обучению работников (рисунок 2). В 2012 году отделом технического обучения организовано обучение 1084 рабочих, 517 специалистов, 629 работников руководящего состава.

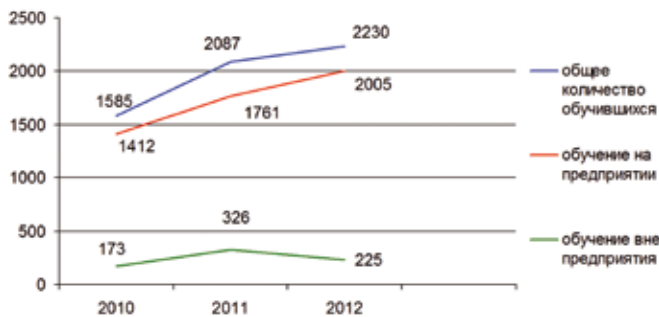


рисунок 2. Количество обучившихся работников НПОЛ

- Устаревшая материально-техническая база обучения, слабое внедрение нового современного оборудования и инновационных технологий в образовательный процесс.

Вместе с тем, в последние годы предпринимались меры по повышению эффективности образовательной деятельности, в основном они были направлены на создание условий для улучшения подготовки инженерных кадров, обеспечения притока молодежи в научную сферу, формирования у молодежи творческого инновационного мышления.

1. Развитие и основные результаты научно-образовательной деятельности

Научно-образовательная деятельность получила дальнейшее развитие за счет развития следующих мероприятий:

- выполнение по заказу Минобрнауки комплекса научно-исследовательских работ в рамках федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» (далее ФЦП) с привлечением студентов, аспирантов, молодых специалистов (рисунок 3). Реализация ФЦП осуществляется в соответствии с постановлением правительства Российской Федерации от 28 июля 2008 г. № 568

«О федеральной целевой программе «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы. Основная цель Программы – создание условий для эффективного воспроизводства научных и научно-педагогических кадров и закрепления молодежи в сфере науки, образования и высоких технологий, сохранения преемственности поколений в науке и образовании;

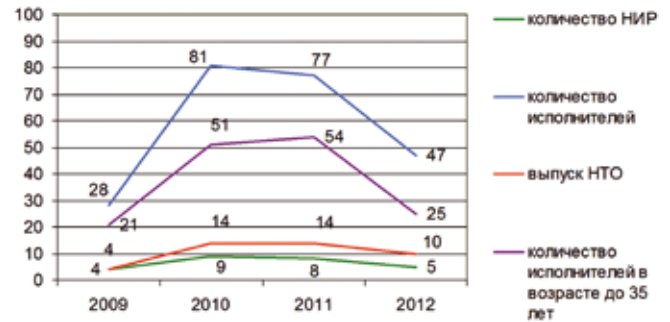


рисунок 3. Основные результаты, достигнутые НПОЛ в рамках ФЦП

- реализация комплексного инновационного проекта совместно с МАИ по созданию высокотехнологичного производства спускаемых аппаратов с надувными тормозными устройствами по постановлению правительства РФ от 09.04.2010 г. № 218 (рисунок 4). Постановлением правительства РФ от 9 апреля 2010 года № 218 «О мерах государственной поддержки развития кооперации российских высших учебных заведений и организаций, реализующих комплексные проекты по созданию высокотехнологичного производства» определены направления государственной поддержки развития научной и образовательной деятельности в российских вузах, стимулирования использования производственными предприятиями потенциала российских высших учебных заведений для развития наукоемкого производства;
- создание малого инновационного предприятия (ООО «НИИЦ «МАИ-ЛАСТАР») в интересах дальнейшего развития сотрудничества НПОЛ с образовательными учреждениями, углубления интеграции науки, образования и производства при выполнении совместных научных проектов.

ООО «Научно-исследовательский инновационный

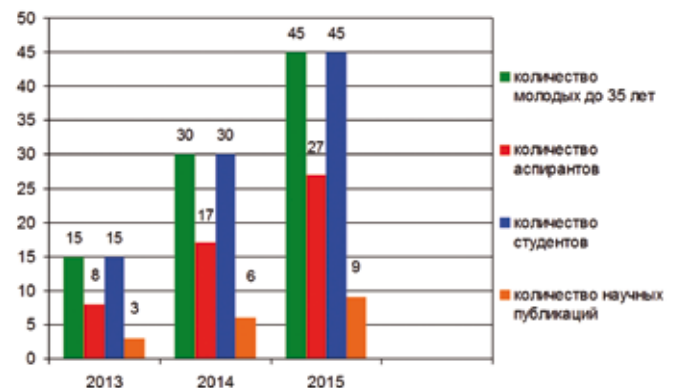


рисунок 4. Основные показатели и индикаторы комплексного проекта (нарастающим итогом)

центр «МАИ-ЛАСТАР» образовано в 2011 году в целях повышения инновационной активности НПОЛ и Московского авиационного института, а также для развития инновационной образовательной инфраструктуры г.о. Химки. Деятельность организации направлена на вовлечение профессорско-преподавательского состава, молодежи, студентов, аспирантов в научно-исследовательские работы по тематике НПОЛ, в проект Фонда «Сколково», комплексный проект по созданию высокотехнологичного производства по постановлению правительства РФ от 09.04.2010 г. № 218.

Деятельность ООО «НИИЦ «МАИ-ЛАСТАР» получила поддержку со стороны Администрации г.о. Химки, рабочей группы по координации участия членов Российского союза промышленников и предпринимателей в проекте Инновационного центра «Сколково» в 2011 году. В 2012 году общество стало резидентом Фонда «Сколково» и получило лицензию Роскосмоса для выполнения научно-исследовательских и экспериментальных работ.

Опыт работы по привлечению молодежи и профессорско-преподавательского состава к научно-исследовательским работам показал, что подготовка кадров может осуществляться успешно при опоре на современную материально-техническую базу обучения с использованием ресурсов предприятий, образовательных учреждений и инновационных центров ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».

Одним из инструментов обеспечения промышленности высококвалифицированными инженерными кадрами является создание региональных учебно-инновационных комплексов, функционирующих на единой современной производственно-образовательной площадке, которая позволит повысить качество подготовки специалистов, привлечь молодых людей и опытных специалистов к инновационной деятельности (проект учебно-инновационного комплекса авиационного и космического машиностроения в г.о. Химки находится на рассмотрении в Агентстве стратегических инициатив).

2. Цели и основные задачи образовательной деятельности НПОЛ

Образовательная деятельность НПОЛ нацелена на создание кадрового потенциала через внедрение передовой системы подготовки, переподготовки и повышения квалификации специалистов.

Для достижения поставленной цели должны быть решены следующие основные задачи:

1. Создание на базе НПОЛ учебно-инновационного комплекса, включающего высокотехнологичную лабораторную базу, высококвалифицированных специалистов-исследователей, преподавателей и современные программы обучения.
2. Создание системы морального и материального стимулирования труда специалистов НПОЛ (обучаемых и обучающихся), обеспечение заинтересованности работников НПОЛ в повышении собственной квалификации,

карьерном росте и результатах своей деятельности.

3. Формирование и реализация новых инновационных проектов, совершенствование форм и методов работы с обучаемыми на основе внедрения современных образовательных программ и наставничества, создание условий для творческой активности работников.

3. Основные принципы образовательной деятельности НПОЛ

Образовательная деятельность НПОЛ должна строиться на следующих принципах:

1. Подготовка, переподготовка и повышение квалификации специалистов для НПОЛ является сложной, многоаспектной задачей, основанной на знаниях в широком спектре технических дисциплин, а также в области информационных технологий, менеджмента и качества.
2. Процесс обучения должен быть непрерывным и многоуровневым с контролем отдельных этапов обучения.
3. В реализацию образовательной деятельности НПОЛ необходимо вовлекать опытных специалистов как собственно НПОЛ, так и других предприятий, образовательных учреждений, научных организаций.
4. В образовательном процессе следует использовать новые инновационные формы обучения и конкурсные механизмы отбора программ, обучаемых и обучающихся, а также совершенствовать механизмы контроля результатов образовательной деятельности.
5. Необходимо укреплять связи с партнерами (в том числе зарубежными) по образовательной сфере, использовать международный опыт функционирования учебных и инновационных центров.

4. Основные мероприятия, обеспечивающие реализацию концепции

Решение поставленных задач осуществляется посредством реализации следующих мероприятий:

1. Выявление потребностей в специалистах на основе анализа перспективных заданий НПОЛ, текущего кадрового состояния центров, цехов и отделов, заявок подразделений на специалистов и виды обучения.
2. Формирование перечня необходимых специальностей и основных компетенций (техник по специальности, инженер по специальности и т.д.) и требований к соответствующим образовательным программам.
3. На основе кадровых потребностей определение круга образовательных учреждений (университетов, институтов, техникумов, ПУ и т.п.), разработка примерного плана принимаемых на работу выпускников на текущий год, плана стажировок (практик), а также собственного учебного плана на предстоящий год по подготовке, переподготовке и повышению квалификации специалистов.
4. Разработка дополнительных оперативных программ обучения в соответствии с новыми кадровыми потребностями, заказами, для реализации которых требуются

новые практические знания, навыки и умения. Активное использование интерактивных курсов, в том числе в формате e-learning.

Особое внимание уделяется привлечению к образовательному процессу лучших кадров организаций-партнеров (в том числе зарубежных).

Важнейшим направлением образовательной деятельности является участие в работе по формированию требований к выпускникам всех уровней подготовки, разработке профессиональных и образовательных стандартов, совершенствованию программ обучения с применением современной материально-технической базы.

5. Развитие образовательной деятельности

Развитие образовательной деятельности ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» связано с созданием учебно-инновационного комплекса авиационного и космического машиностроения (УИК) в г.о. Химки (рисунок 5).

Суть УИК состоит в создании условий для объединения, научного, методического и производственного потенциала учебных заведений и промышленных предприятий г.о. Химки на современной высокотехнологичной площадке. Это позволит улучшить качество образования студентов, поднять уровень профессиональной подготовки специалистов предприятий, привлечь молодых людей и опытных специалистов к инновационной деятельности в области высоких технологий.

Основные задачи УИК сводятся к следующему:

- соединить образовательный процесс ВУЗа (техникума, ПУ) с научно-исследовательской, производственной деятельностью предприятий на новой технологической площадке;
- создать единый учебно-инновационный комплекс авиационного и космического машиностроения в отдельном районе (регионе), включающий современное высокотехнологическое оборудование, опытных инженеров-исследователей, молодых специалистов, рабочих, студентов;
- обеспечить развитие новых технологий, инновационных идей в целях их коммерциализации на базе малых предприятий, создать новые рабочие места с высоким уровнем зарплаты;
- обеспечить тесное сотрудничество с российскими и зарубежными предприятиями и учебными центрами для обмена опытом и взаимопроникновения технологий обучения и исследований.

Учебно-инновационный комплекс ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» создается на базе научно-образовательного центра НПОЛ (рисунок 6).

6. Этапы реализации концепции

Реализация концепции образовательной деятельности осуществляется в несколько этапов.

1 этап (2013-2014 гг.):

- создание одного учебно-инновационного класса-ла-



рисунок 5. Основные участники учебно-инновационного комплекса

боратории «Тепловое проектирование и конструирование КА» для подготовки студентов, проведения исследований, разработки и производства спускаемых аппаратов;

- разработка учебной программы подготовки специалистов-исследователей по направлению «Тепловое проектирование и конструирование КА»;
- формирование двух рабочих мест в учебной мастерской для выполнения простых токарно-фрезерных операций, подготовка учебных программ подготовки первичных рабочих.

2 этап (2014-2016 гг.):

- анализ информации и обобщение опыта по функционированию учебных инновационных центров в стране и зарубежом;
- исследования по направлениям оснащения учебно-инновационных классов и лабораторий с учетом специфики региона;
- формирование новых научно-исследовательских лабораторий в соответствии с перечнем (см. рисунок 6);
- формирование новых направлений и методик исследовательской работы.

3 этап (2016-2018 гг.):

- разработка конкретных инновационных проектов, внедрение результатов в производство;
- привлечение инвестиций со стороны заказчиков, заинтересованных в качественном обучении специалистов-исследователей и в перспективных инновационных проектах;
- внедрение и коммерциализация полученных новых результатов интеллектуальной деятельности;
- открытие малых инновационных предприятий, создание новых рабочих мест.

заключение

Концепция образовательной деятельности ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» направлена на формирование современного кадрового потенциала предпри-

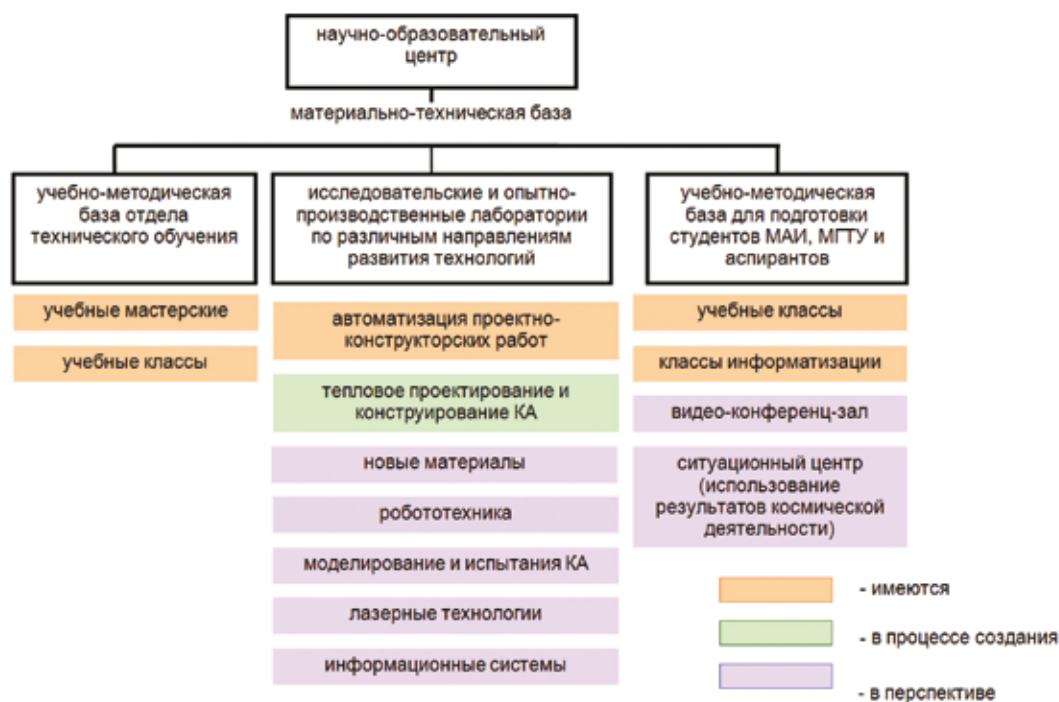


рисунок 6. Состав учебно-инновационного комплекса НПОЛ

ятия на основе создания эффективной образовательной системы НПОЛ. Концепция определяет основные подходы к организации образовательной деятельности по подготовке кадров: цели, задачи, принципы образовательной деятельности, содержание и этапы ее реализации.

Для реализации концепции на НПО им. С.А. Лавочкина имеются следующие научно-технические и производственно-экономические ресурсы:

- уникальная экспериментальная база, обеспечивающая практически полную наземную отработку производимых изделий (Полищук Г.М., Солодовников С.Н., 2009);
- инновационные проекты, требующие дальнейшей отработки и внедрения;
- специалисты НПОЛ, преподаватели ВУЗов, готовые работать над реализацией концепции в части разработки облика классов (лабораторий), методик обучения и проведения исследований, апробации и внедрения новых технологий.

список литературы

Ефанов В.В., Мартынов М.Б. Космические комплексы Научно-производственного объединения им. С.А. Лавочкина для фундаментальных и прикладных исследований // Полет. 2013. № 8. С. 88-97.

Кудрявцев С.В., Примаков П.В., Соколова А.Л., Трофимова Т.Ю. и др. Оценка конкурентоспособности предприятий ракетно-космической отрасли на основе нечетких множеств // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 1 (17). С. 63-65.

Матвеев Ю.А. Факультету «Космическая техника» – 50 лет: достижения и перспективы // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 40-45.

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

Статья поступила в редакцию 04.09.2013 г.

издатель
ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
ФГУП «НПО им. 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 02.12.2013. формат 60x84/₈
бумага офсетная. печать офсетная. объем 8.6 печ. л., тираж 900 экз.
отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Полстар» (МАИ),
Волоколамское ш., д. 4, Москва А-80, ГСП-3, 125993



Страховая Акционерная Компания **ЭНЕРГОГАРАНТ**



Калининград



Москва



Екатеринбург



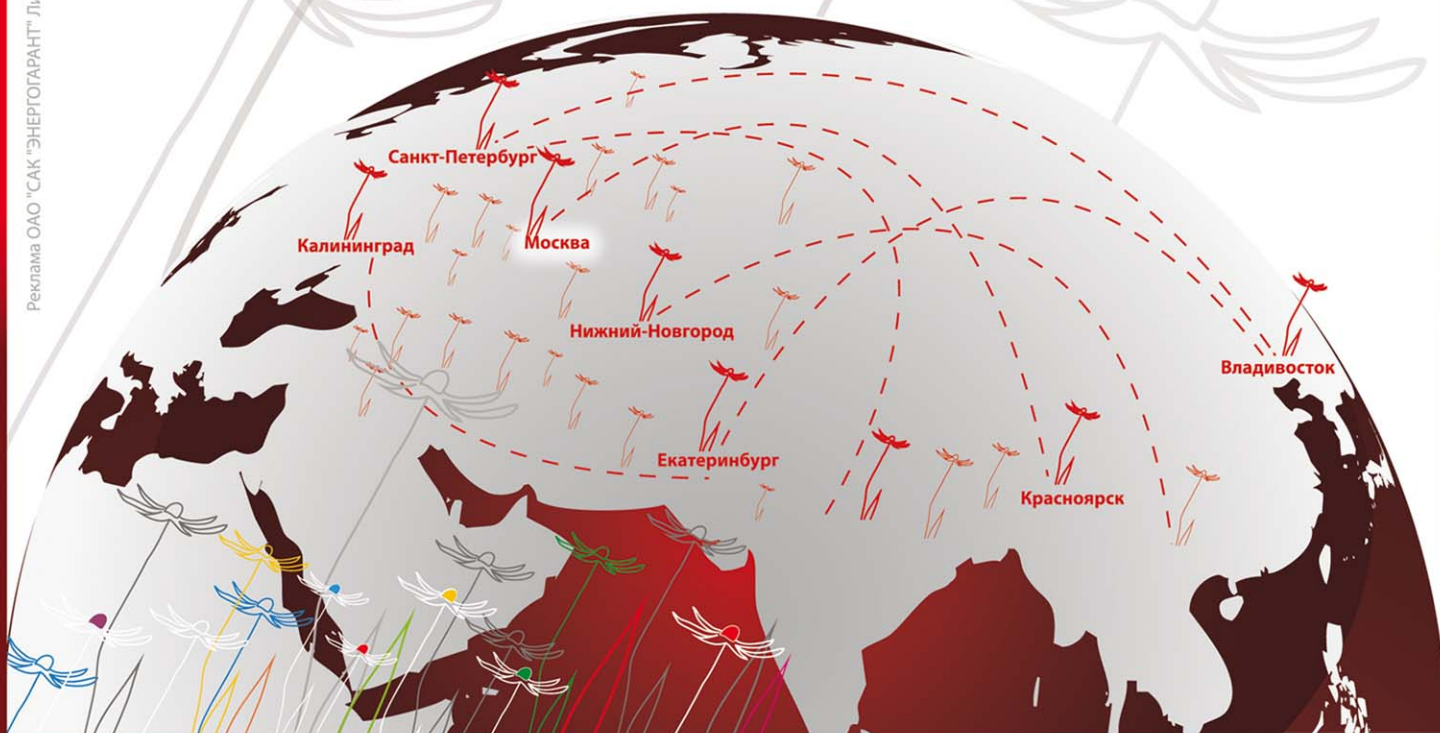
Красноярск



Владивосток

**Над нами никогда
не заходит солнце!**

Реклама ОАО "САК "ЭНЕРГОГАРАНТ". Лицензия СМ № 1834.77 от 16.02.2006г.



**РОССИЙСКАЯ
ПЕРСПЕКТИВНАЯ
ГРУППИРОВКА
ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ
СПУТНИКОВ,
СОЗДАВАЕМЫХ
НПО ИМ.
С.А.ЛАВОЧКИНА**

