



ВЕСТНИК

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ ГРУПП НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА

ISSN 2075-6941

(16) **5**
2012



СОРОК ЛЕТ НАЗАД,
14 АПРЕЛЯ 1972 ГОДА
С КОСМОДРОМА
БАЙКОНУР
ОСУЩЕСТВЛЁН ЗАПУСК
ПЕРВОГО
ИЗ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ
СЕРИИ
ПРОГНОЗ



ПРОЕКТ РЕЗОНАНС

ПРОЕКТ РЕЗОНАНС НАПРАВЛЕН НА ИЗУЧЕНИЕ ФИЗИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ВО ВНУТРЕННЕЙ МАГНИТОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

ОСНОВНЫЕ НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ ПРОЕКТА:

ИЗУЧЕНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВОЛН И ЧАСТИЦ
ВО ВНУТРЕННЕЙ МАГНИТОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
МАГНИТОСФЕРНОГО ЦИКЛОТРОННОГО МАЗЕРА

ИЗУЧЕНИЕ ДИНАМИКИ КОЛЬЦЕВОГО ТОКА:
ЕГО ФОРМИРОВАНИЯ И РАСПАДА,
А ТАКЖЕ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ПЛАЗМОСФЕРЫ
ПОСЛЕ ГЕОМАГНИТНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РОЛИ МЕЛКОМАСШТАБНЫХ
ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКИХ СТРУКТУР
В ГЛОБАЛЬНОЙ ДИНАМИКЕ
МАГНИТОСФЕРНОЙ ПЛАЗМЫ.

ИЗУЧЕНИЕ ПРОЦЕССОВ УСКОРЕНИЯ ЧАСТИЦ
В АВРОРАЛЬНОЙ ОБЛАСТИ МАГНИТОСФЕРЫ

ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ ИСТОЧНИКОВ
АВРОРАЛЬНОГО КИЛОМЕТРОВОГО
РАДИОИЗЛУЧЕНИЯ

ИЗУЧЕНИЕ ФИЗИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ,
ОПРЕДЕЛЯЮЩИХ СТРУКТУРУ ОБЛАСТИ УСКОРЕНИЯ
В АВРОРАЛЬНОЙ МАГНИТОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

ИЗУЧЕНИЕ СВОЙСТВ
АВРОРАЛЬНОГО КИЛОМЕТРОВОГО
РАДИОИЗЛУЧЕНИЯ
ВНЕ ИСТОЧНИКА

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА РЕЗОНАНС

МАССА КА - НЕ БОЛЕЕ **450** кг

МАССА ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ - НЕ БОЛЕЕ **52** кг

РАБОЧАЯ ОРБИТА - $H_{\text{п}} = 500$ км

$H_{\text{д}} = 27000$ км

$i = 63,4^\circ$

ПЕРИОД ОБРАЩЕНИЯ - **8** час

СРОК АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ - **5** ЛЕТ

ТОЧНОСТЬ ОРИЕНТАЦИИ КА - **30** угл. мин.

ТОЧНОСТЬ СТАБИЛИЗАЦИИ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ - 3×10^{-3} град./с

ПЛОЩАДЬ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ - **3,27** м²

МАТЕРИАЛ ФОТОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ СБ - **АРСЕНИД ГАЛЛИЯ**

СРЕДНЕСУТОЧНОЕ ЭЛЕКТРОПОТРЕБЛЕНИЕ БОРТА - НЕ БОЛЕЕ **250** Вт

СУММАРНАЯ ЕМКОСТЬ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ - **30** Ач

ДУ КОРРЕКЦИИ - **ГИДРАЗИНОВАЯ ДУ С 10 ДК**

ТЯГА ДВИГАТЕЛЕЙ КОРРЕКЦИИ - **50** Г

ЗАПАС ТОПЛИВА - **30** кг

ЗАПАС ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКОЙ СКОРОСТИ

ДУ КОРРЕКЦИИ - НЕ МЕНЕЕ **100** м/с

РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ - **СОЮЗ 16** С РБ **ФРЕГАТ**

ПОЛИГОН ЗАПУСКА - **ПЛЕСЕЦК**

РАБОЧАЯ ЧАСТОТА БРК - **2** ГГц

МОЩНОСТЬ ПЕРЕДАТЧИКА - **1** Вт

СКОРОСТЬ ПЕРЕДАЧИ ЦЕЛЕВОЙ ИНФОРМАЦИИ - **1...4** Мбит/с

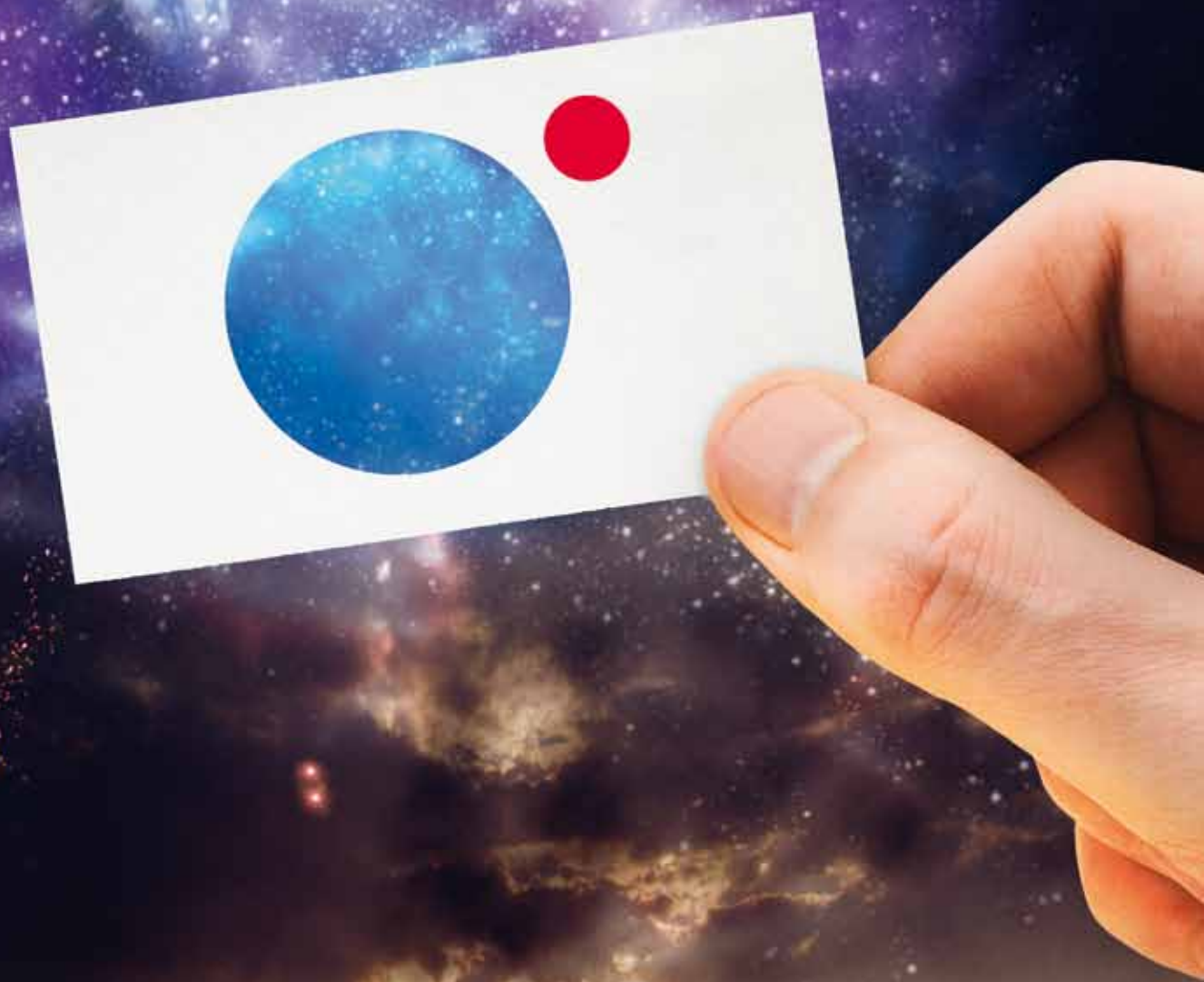
ЕМКОСТЬ ЗУ ВРЛ - **8** Гбайт



СПУТНИК

СТРАХОВОЙ ЦЕНТР

Номер лицензии: СЗ541 77



СТРАХОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

 +7 495 787 25 25

с о д е р ж а н и е**Застенкер Г.Н.**

Исследования по солнечно-земной физике, выполненные с помощью КА, созданных в НПО им. С.А. Лавочкина.

Часть 2. Проект «Интершок».....4

Зайцева О.Н., Лукьянчиков А.В., Пичхадзе К.М.

Аспекты технической реализации автоматического космического комплекса для захвата и свода с орбиты объектов, прекративших активное существование.....12

Усачов В.Е., Ежов А.С., Симонов А.В.

Оптимизация межпланетных траекторий перелета в ближайшее окосолнечное пространство.....19

Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Федотов В.П.

Этап основного торможения для выполнения мягкой посадки на поверхность Луны как один из видов коррекции траектории.....27

Брюханов Н.А., Беляев М.Ю., Цветков В.В.

Грузовой корабль «Прогресс» – платформа для космических научных экспериментов.....34

Лобанов А.Г., Семункина В.И.

К вопросу о баллистическом построении при проведении интерферометрической съемки.....41

Багров А.В., Вятлев П.А., Сергеев Д.В., Сысоев В.К.

Концепция обеспечения посадки лунных посадочных станций посредством светотеневого анализа видеоизображения подстилающей поверхности.....47

Добрица Д.Б.

К вопросу расчета стойкости элементов конструкции космического аппарата при воздействии частиц космического мусора.....53

Воеводин А.А.

Применение статистического анализа для обработки телеметрической информации.....59

Романов В.М., Кузнецова А.Ю.

Методы оценки экономической эффективности внедрения автоматизированных информационных систем управления на предприятиях космической отрасли.....62

Денисов А.Н., Коняхин В.В., Якунин А.Н., Бец В.П.

Разработка аппаратуры космического применения с использованием базовых матричных кристаллов.....67

Ершов А.Г.

Измерительная система координат космического лазерного высотомера-вертиканта, метод юстировки и анализ неопределенностей.....73

журнал является рецензируемым изданием

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

Т.М. Коростина

к.т.н. **М.Б. Мартынов**

к.т.н. **А.А. Мошнеев**

д.т.н. **А.Е. Назаров**

к.э.н. **В.М. Романов**

А.В. Савченко

С.Н. Солодовников

редакционный совет

председатель –

д.т.н. **В.В. Хартов**

чл.-корр. РАН

О.М. Алифанов

д.ф.-м.н.

В.В. Асмус

академик РАН

А.А. Боярчук

д.т.н. **Б.И. Глазов**

академик РАН

Л.М. Зеленый

д.т.н. **А.А. Любомудров**

академик РАН

М.Я. Маров

д.т.н. **Ю.А. Матвеев**

д.т.н. **В.Ю. Мелешко**

д.т.н. **Г.М. Полищук**

академик РАН

Г.А. Попов

д.т.н. **В.Е. Усачев**

д.т.н. **В.С. Финченко**

д.т.н. **Е.Н. Хохлачев**

чл.-корр. РАН

Б.М. Шустов

**журнал является
рецензируемым изданием**
у ч р е д и т е л ь

ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»

журнал зарегистрирован
в Федеральной службе по надзору
в сфере связи и массовых
коммуникаций.

свидетельство ПИ № ФС77-35385
от 18 февраля 2009 г.

ISSN 2075-6941



9 772075 694002



12005

>

chief editor –

d.eng., professor

K.M. Pichkhadze

deputy chief editor –

d.eng., professor

V.V. Efanov

editorial board

c.sc. (ec.) **K.Z. Karchayev**

T.M. Korostina

c.sc. (eng.) **M.B. Martynov**

c.sc. (eng.) **A.A. Moisheev**

d.eng. **A.E. Nazarov**

c.sc. (ec.) **V.M. Romanov**

A.V. Savchenko

S.N. Solodovnikov

editorial council

chairman –

d.eng. **V.V. Khartov**

corresponding member RAN

O.M. Alifanov

doctor of physical and mathematical sciences

V.V. Asmus

academician RAN

A.A. Boyarchuk

d.eng. **B.I. Glazov**

academician RAN

L.M. Zelenyi

d.eng. **A.A. Lyubomudrov**

academician RAN

M.Y. Marov

d.eng. **Y.A. Matveev**

d.eng. **V.Y. Meleshko**

d.eng. **G.M. Polishchuk**

academician RAN

G.A. Popov

d.eng. **V.E. Usachev**

d.eng. **V.S. Finchenko**

d.eng. **E.N. Khokhlachev**

corresponding member RAN

B.M. Shustov

**the journal is
a reviewed publication**

f o u n d e r

FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»

the journal is registered in

Federal Service for

telecommunications

and mass media oversight.

certificate ПИ № ФС77-35385

dated february 18, 2009

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

Zastenker G.N.

The investigations of solar-terrestrial relations performed onboard the spacecraft developed by NPO named S.A. Lavochkin. Part 2.

«INTERSHOCK» project.....4

Zaytseva O.N., Lukiyanichikov A.V., Pichkhadze K.M.

Aspects of technical feasibility of an automatic space complex for non-cooperative objects capturing and deorbiting.....12

Usachov V.E., Ezhov A.S., Simonov A.V.

Optimization of interplanetary trajectories for flight to the neighboring circumsolar space.....19

Likhachev V.N., Sikharulidze Yu.G., Fedotov V.P.

Main braking phase for soft Moon landing

as a form of trajectory correction.....27

Bryukhanov N.A., Belyaev M.Yu., Tsvetkov V.V.

«Progress» Cargo Transportation Vehicle as the platform

for space scientific experiments.....34

Lobanov A.G., Semunkina V.I.

On the issue of ballistic construction during interferometric imaging.....41

Bagrov A.V., Vyatlev P.A., Sergeev D.V., Sysoev V.K.

Concept for lunar landers landing based

on light-and-shade analysis of the subsurface video image.....47

Dobritsa D.B.

About a question of calculation of resistance of construction elements of the spacecraft at influence of particles of space debris.....53

Vojevodin A.A.

Application of statistical analysis for telemetry data processing.....59

Romanov V.M., Kuznetsova A.Yu.

Assessment methods of cost effectiveness of introduction of automated management information systems

at space branch enterprises.....62

Denisov A.N., Kohyakhin V.V., Yakunin A.N., Betz V.P.

Development of space application devices using

Field Programmable Gate Array.....67

Ershov A.G.

Space qualified laser altimeter-verticant, method of adjusting and analysis of uncertainties73

the journal is a reviewed publication

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

ИССЛЕДОВАНИЯ ПО СОЛНЕЧНО-ЗЕМНОЙ ФИЗИКЕ, ВЫПОЛНЕННЫЕ С ПОМОЩЬЮ КА, СОЗДАННЫХ В НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА. ЧАСТЬ 2*. ПРОЕКТ «ИНТЕРШОК»

THE INVESTIGATIONS OF SOLAR- TERRESTRIAL RELATIONS PERFORMED ONBOARD THE SPACECRAFT DEVELOPED BY NPO NAMED S.A. LAVOCHKIN. PART 2**. «INTERSHOCK» PROJECT



*Г.Н. Застенкер,
профессор,
доктор физико-
математических наук,
Учреждение Российской
Академии наук.
Институт космических
исследований (ИКИ РАН),
Россия, г. Москва,
gzastenk@iki.rssi.ru;
G.N. Zastenker*

В статье кратко описываются основные научные результаты в области солнечно-земной физики, полученные при осуществлении международного исследовательского проекта «ИНТЕРШОК» по изучению околоземной ударной волны.

*Ключевые слова: солнечный ветер;
ударная волна;
плазма;
магнитное поле;
энергичные частицы;
магнитосфера Земли.*

ВВЕДЕНИЕ

К середине 70-х годов XX века был достигнут определенный прогресс в теоретическом и экспериментальном исследовании бесстолкновительных ударных волн в космосе. Интерес к этому уникальному явлению связан в первую очередь с тем, что ударные волны в космической и в астрофизической плазме, обеспечивают эффективный механизм трансформации энергии направленного движения в тепловую и приводят к ускорению заряженных частиц. В то же время ряд ключевых вопросов физики сильных ударных волн (УВ), в частности природа излучений, возникающих вблизи фронта ударной волны и играющих важную роль в процессах передачи энергии, механизмы нагрева ионов, образование скачка потенциала на фронте и ряд других, оставались в основных чертах еще невыясненными.

Для экспериментального исследования структуры бесстолкновительных ударных волн в 1975 году в СССР и ЧССР было решено начать подготовку совместного комплексного проекта в рамках программы Интеркосмос. Этот эксперимент получил наименование «ИНТЕРШОК» (Галеев А.А., Бумба В. и др., 1986).

* Часть 1 см. в журнале «Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2012. № 4. С. 24-38.

In this paper there are described the main scientific results in the field of solar-terrestrial relations that were obtained by international scientific mission «Intershock», devoted to investigation of the Earth's bow shock.

*Key words: Solar Wind;
bow shock;
plasma;
magnetic field;
energetic particles;
Earth's magnetosphere.*

Ключевыми моментами при подготовке этого проекта были:

- обеспечение разносторонней диагностики явлений;
- достижение возможно более высокого временного разрешения, в особенности при измерении характеристик плазмы;
- измерение основных типов волновых излучений.

В процессе подготовки проекта «ИНТЕРШОК» были проведены пробные эксперименты по отработке ключевых методик:

- быстрых измерений энергетического спектра ионов солнечного ветра (прибор МОНИТОР);
- измерений КНЧ-колебаний электрического поля и потока плазмы (прибор БУД).

Эти эксперименты были проведены на высокоаппетитном спутнике «Прогноз-8» в 1981 году и дали новые результаты, свидетельствующие о важной роли КНЧ-колебаний на фронте ударных волн (Застенкер Г.Н., Ермолаев Ю.И. и др., 1982; Алексеевич Я.Н., Афанасьев Ю.В. и др., 1983).

В последующих разделах этой статьи изложены

** Part 2 in «Vestnik FGUP «NPO im. S.A. Lavochkina», 2012. № 4. P. 24-38.

методика и основные результаты экспериментов, проведенных в рамках проекта «ИНТЕРШОК».

В 1-4 разделах статьи описываются результаты по исследованию тонкой структуры ударной волны, в разделах 5-8 (см. следующий выпуск журнала) излагаются результаты других экспериментов на спутнике «Прогноз-10–Интеркосмос».

1. КА «Прогноз-10–Интеркосмос». Состав научной аппаратуры проекта

Проект «ИНТЕРШОК» было решено осуществить на высокоапогейном спутнике типа «Прогноз» (Карачевский В.Н., Кульков С.Д. и др., 1984), так как эти спутники при движении по орбите многократно пересекают околоземную ударную волну, возникающую при обтекании солнечным ветром магнитосферы Земли и являющуюся наиболее удобным объектом исследования.

В данном проекте, совместном с чехословацкой стороной, этот спутник получил название «Прогноз-10–Интеркосмос».

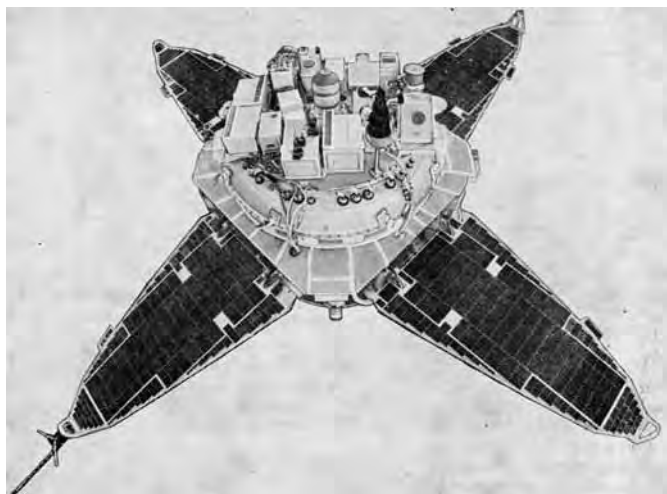


рисунок 1. Общий вид спутника «Прогноз-10–Интеркосмос» с установленной на нем аппаратурой проекта «ИНТЕРШОК»

На рисунке 1 представлен общий вид этого спутника с установленной на нем аппаратурой. Перечислим основные компоненты широкого набора этой научной и части специализированной аппаратуры:

1. Многокомпонентный комплекс плазменных спектрометров БИФРАМ для быстрых параллельных измерений энергетических спектров и угловых распределений протонов (0.1-10 кэВ), альфа-частиц, т.е. дважды ионизованных ионов гелия (0.5-20 кэВ/заряд) и электронов (0.02 - 0.5 кэВ).

2. Анализатор низкочастотных флуктуаций БУДВАР-АНЧ для одновременных измерений колебаний электрического, магнитного полей и потока ионов в диапазоне частот 0.5-30 кГц.

3. Комплекс приборов для измерения потоков ускоренных частиц ЭЧНУВ, включающий в себя энергоспектрометры протонов ДОК-1 (от 10 кэВ до нескольких МэВ) и электронов АКМЕ и ДОР (от 0.5 кэВ

до сотен кэВ).

4. Трехкомпонентный магнитометр СГ-76 (до ± 60 нТ).

5. Рентгеновский фотометр РФ-2П для измерения спектров солнечного излучения в диапазонах 0.3-3.0 кэВ и 30-200 кэВ.

6. Анализатор радиоизлучения АКР-2М для измерения солнечных радиовсплесков и излучения в магнитосфере в диапазоне 0.2-2.0 мГц.

7. Бортовая вычислительная машина БРОД для организации режимов быстрого опроса научных приборов с кольцевой памятью для записи ранее полученных данных.

8. Информационная система ОРИОН для записи данных, полученных в дежурных и быстрых режимах.

Необходимо подчеркнуть, что обычная ТМ-система спутников «Прогноз» не обеспечивала записи данных с высоким разрешением в дежурном режиме, а только в кратковременном режиме непосредственной передачи, что совсем не годилось для изучения околоземной ударной волны, положение которой может сильно меняться. Поэтому для проекта «ИНТЕРШОК» жизненно важным было использование собственных систем БРОД и ОРИОН для организации:

- усиленного режима записи в системе ОРИОН по признаку пересечения ударной волны с воспроизведением быстрой предыстории события;
- режима прямой передачи системы БРОД в течение 2-3 часов по прогнозу точки пересечения ударной волны траекторией спутника.

Комплекс приборов проекта «ИНТЕРШОК» был запущен на спутнике «Прогноз-10–Интеркосмос» 26 апреля 1985 года. Эксперимент продолжался до середины ноября 1985 года.

2. Изучение тонкой структуры плазмы на фронте ударной волны

В рамках проекта «ИНТЕРШОК» задача изучения структуры плазмы на фронте УВ являлась важнейшей, поэтому комплекс плазменных спектрометров БИФРАМ был одним из основных приборов проекта (Застенкер Г.Н., Вайсберг О.Л. и др., 1986).

Перед этим комплексом ставилась задача измерения динамики функции распределения заряженных частиц малой энергии с высоким разрешением 0.1-10 с в большом диапазоне энергий и углов прихода частиц. Для решения этой задачи использовались измерения полного потока ионов с помощью цилиндров Фарадея и измерение энергетических спектров ионов и электронов с помощью цилиндрических электростатических анализаторов. При этом повышение временного разрешения и расширение углового диапазона измерений были достигнуты за счет применения большого числа параллельно действующих анализаторов спектра.

Динамика плазмы на фронте ударной волны в работе (Застенкер Г.Н., Вайсберг О.Л. и др., 1986) была изучена на основе детального рассмотрения набора данных, полученных при наблюдении околоземной ударной волны 07.05.1985 в режиме пря-

лоземной ударной волны 07.05.1985 в режиме прямой передачи данных через систему БРОД-ОРИОН. Эта ударная волна была зарегистрирована при движении спутника из солнечного ветра в магнитослой.

Параметры ударной волны (угол между вектором магнитного поля и нормалью к фронту 77 град, параметр бета – около единицы, звуковое число Маха равно 10, локальное магнитозвуковое число Маха равно 5.2) показывают, что эта волна является квазиперпендикулярной, турбулентной и сверхкритической.

Из большого набора полученных данных представим прежде всего крупномасштабную картину события (рисунок 2).

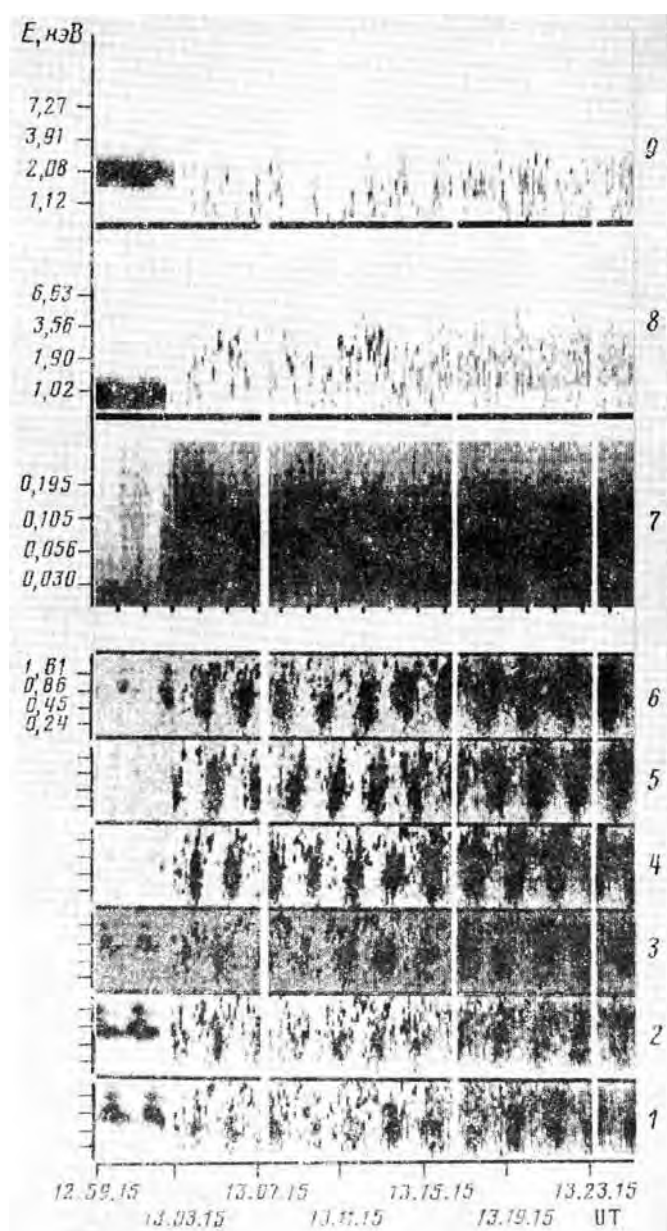


рисунок 2. Набор динамических энергоспектрограмм (по горизонтали – время, по вертикали – энергия, степень почернения пропорциональна логарифму скорости счета частиц) на интервале 12.59 – 13.33 UT для шести анализаторов угловой системы, развернутых на углы от 8 до 20 град (панели 1- 6), антисолнечного анализатора (панель 7), селективных анализаторов протонов (панель 8) и альфа-частиц (панель 9)

мой передачи данных через систему БРОД-ОРИОН. Эта ударная волна была зарегистрирована при движении спутника из солнечного ветра в магнитослой.

Параметры ударной волны (угол между вектором магнитного поля и нормалью к фронту 77 град, параметр бета – около единицы, звуковое число Маха равно 10, локальное магнитозвуковое число Маха равно 5.2) показывают, что эта волна является квазиперпендикулярной, турбулентной и сверхкритической.

Из большого набора полученных данных представим прежде всего крупномасштабную картину события (рисунок 2).

В начале рассматриваемого периода (до момента 13.02.40 UT) спутник находится в солнечном ветре (видны узкие спектры протонов – максимум при 0.93 кэВ, льфа-частиц – максимум при 1.9 кэВ и электронов – спектр до 50 эВ). Все энергетические спектры измерялись одновременно за 8 с.

Спутник вращался с периодом 118 с, что приводит к соответствующей модуляции отсчетов угловой системы.

Затем на интервале 13.02.40-13.03.20 UT вблизи фронта УВ происходит резкий отворот потока, видно падение отсчетов анализаторов вдоль оси вращения и резкое возрастание в отвернутых анализаторах. После этого заметные отсчеты появляются во всех спектрограммах ионных анализаторов, но не в виде плавной зависимости отсчетов от энергии, а как отдельные сгустки (пучки), наблюдаемые почти во всем энергетическом диапазоне. В это же время происходит сильное увеличение отсчетов в анализаторе электронов и уширение их спектра до энергий 100-300 эВ.

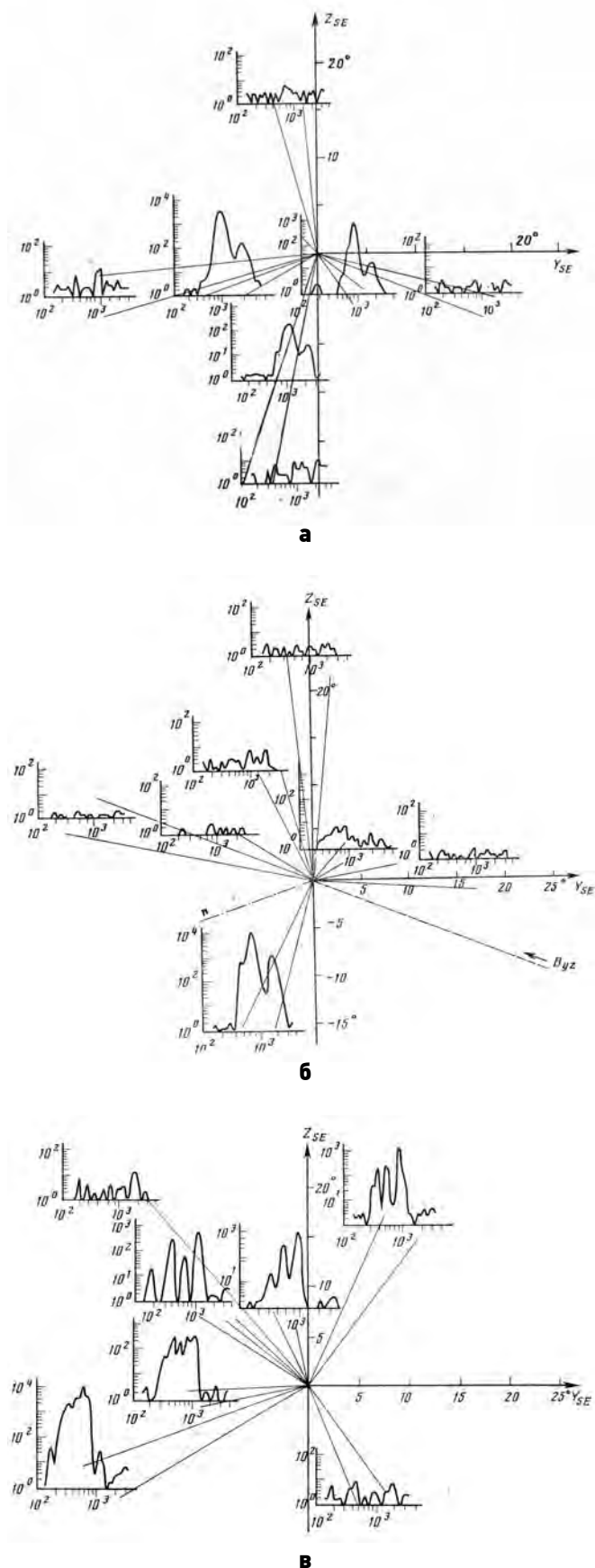
В дальнейшем за фронтом ударной волны на протяжении примерно 15 мин наблюдается постепенное сглаживание ионных спектров и образование широкого (и по углам, и по энергиям) потока ионов, отвернутого от оси вращения спутника на угол примерно 20 град.

Эта картина существенно дополняется измерениями вариаций величины и направления магнитного поля на фронте УВ, временного хода основных кинетических параметров плазмы и измерениями ряда параметров с секундным временным разрешением (Застенкер Г.Н., Вайсберг О.Л. и др., 1986).

При этом в магнитном поле четко выделяются «подножие» – возрастание поля перед фронтом и «рампы» – резкое возрастание поперечной составляющей поля (за 1 с на 20 нТ) на наибольшем градиенте скачка магнитного поля.

Разогрев электронной компоненты плазмы на участке 13.02.40-13.03.16 начинается в «подножии» и приводит к образованию функции распределения с плоской вершиной, которая потом сохраняется.

Измерения энергетических спектров датчиками угловой системы позволяют составить представление о динамике пространственной структуры потоков плазмы. Примеры таких структур представлены на рисунке 3, где показаны для разных моментов времени наборы таких спектров в проекции на плоскости YseZse, где расстояние от центра соответствует отклонению оси датчика от направления на Солнце,



а – для интервала 13.02.03-13.02.10 UT;
б – для интервала 13.02.59-13.03.06 UT;
в – для интервала 13.03.15-13.03.22 UT.

рисунок 3. Энергетические спектры ионов, измеренные в различных направлениях

а азимутальное расположение – повороту проекции оси датчика на указанную плоскость.

На рисунке 3а показаны спектры потоков в невозмущенном солнечном ветре перед УВ. Видно, что поток приходит в три датчика, наиболее близких к направлению на Солнце, а в других датчиках отсутствует. Левый пик в спектре – это протоны, а правый – альфа-частицы.

На рисунке 3б даны спектры ионов на участке роста магнитного поля и разогрева электронов. Видно, что произошел резкий отворот потока на угол около 15 град, но форма спектров осталась почти такой же, как в невозмущенном ветре.

На рисунке 3в показаны спектры ионов сразу за «рампом» магнитного поля. Видно, что потоки ионов регистрируются с разных направлений и имеют весьма сложный трехпиковый спектр с максимумами, сдвинутыми в сторону низких энергий от максимума в солнечном ветре.

При дальнейшем продвижении в сторону магнитослоя спектры ионов становятся многопиковыми и сильно изрезанными и только спустя 40-50 с начинает наблюдаться более гладкое ядро функции распределения.

Изучение динамики структуры плазмы на фронте УВ было продолжено на примере еще одного пересечения ударной волны, имевшего место 11.05.1985 (Вайсберг О.Л., Застенкер Г.Н. и др., 1986). В этом событии ударная волна является сверхкритической, турбулентной и, в отличие от рассмотренной выше, квазипараллельной, что расширяет область наших исследований.

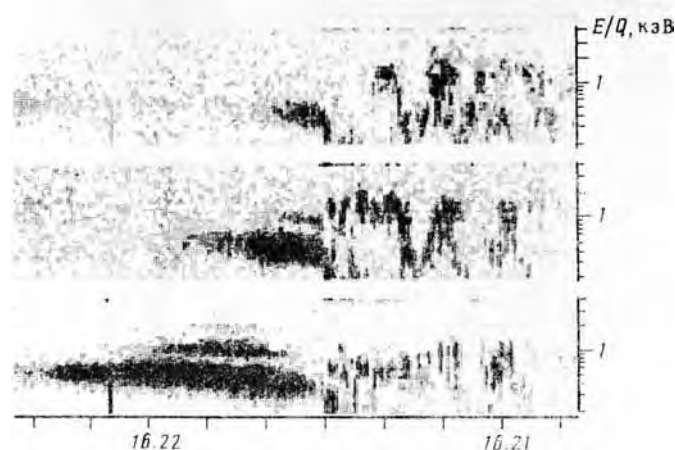
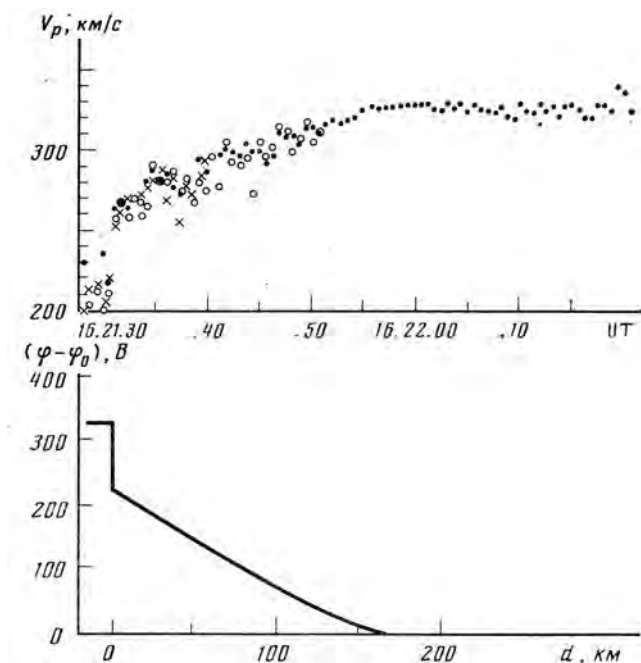


рисунок 4. Динамические энергоспектрограммы ионов для ударной волны 11.05.85

На рисунке 4 приведены энергоспектрограммы трех анализаторов, наиболее близких к направлению на Солнце, в области вокруг точки пересечения фронта. Здесь ударная волна двигалась к Земле и спутник из магнитослоя выходит в солнечный ветер, поэтому время на рисунке 4 идет справа налево.

Прежде всего, обращает на себя внимание существенное отличие спектрограмм для анализаторов, оси которых развернуты на ± 8 град от направления на Солнце. По спектрограммам на нижней панели ри-



рисунк 5. Скорости потока ионов перед фронтом УВ (верхняя панель) и сглаженный профиль электрического потенциала (нижняя панель)

сунка 4 наглядно видно торможение потока ионов (и протонов и альфа-частиц) в области перед фронтом (участок слева от момента 16.21.30 UT).

По всем трем спектрограммам одновременно четко виден (участок справа от момента 16.21.30 UT) распад функции распределения ионов на отдельные пучки (сгустки), различные в разных направлениях. Однако при качественном сходстве с картиной, представленной на рисунке 3, имеется и некоторое отличие – при пересечении квазипараллельной волны видны более стационарные пучки, которые перемещаются по шкале энергий в широких пределах – примерно от 200 эВ до 2.0 кэВ.

Детальная картина замедления потока перед фронтом, полученная с высоким (субсекундным) временным разрешением, позволяет вычислить ход электрического потенциала перед фронтом и на самом фронте. Этот результат представлен на рисунке 5, где на верхней панели даны значения скорости потока ионов перед фронтом, а на нижней – сглаженный профиль электрического потенциала, вычисленный как разность энергии невозмущенного солнечного ветра и энергии его переносного движения в данный момент времени и пересчитанный в шкалу расстояний.

В области «подножия» энергия протонов падает от 570 до 350 эВ, т.е. на 220 эВ, что соответствует средней напряженности электрического поля около 1.3×10^{-5} В/см. Наиболее резкий скачок потенциала на 110 В происходит за время 0.3 с, что соответствует расстоянию около 2 км и напряженности электрического поля в этом узком слое около 50 мВ/м.

В работе (Вайсберг О.Л., Застенкер Г.Н. и др., 1986) был проведен детальный анализ методических вопросов обнаружения нами быстрых флуктуаций функции распределения ионов за фронтом УВ и однозначно

показано, что наблюдаемая многопиковая структура энергетических спектров является реальным отражением тонкой структуры функции распределения ионов в фазовом пространстве. При пяти пиках на спектре в одном измерении число таких сгустков в функции распределения должно быть порядка 100-200.

Необходимо еще упомянуть о результатах исследования колебаний потока ионов и электрического поля, приведенных в работе (Климов С.И., Ноздрачев М.Н. и др., 1986) по измерениям на спутнике «Прогноз-8» в 1981 году (Застенкер Г.Н., Ермолаев Ю.И. и др., 1982; Алексеевич Я.Н., Афанасьев Ю.В. и др., 1983). В работе (Климов С.И., Ноздрачев М.Н. и др., 1986) показано развитие магнитозвуковой турбулентности в области «подножия» магнитного поля, а также увеличение мощности нижнегибридной и вистлеровской турбулентности с сильным поглощением этих волн в районе «рампы», способствующим термализации ионов. Были также зарегистрированы компактные волновые пакеты КНЧ-волн большой амплитуды, являющиеся результатом коллапса КНЧ-колебаний.

Таким образом, благодаря применению новой экспериментальной техники в проекте «ИНТЕРШОК» были получены важные и приоритетные научные результаты:

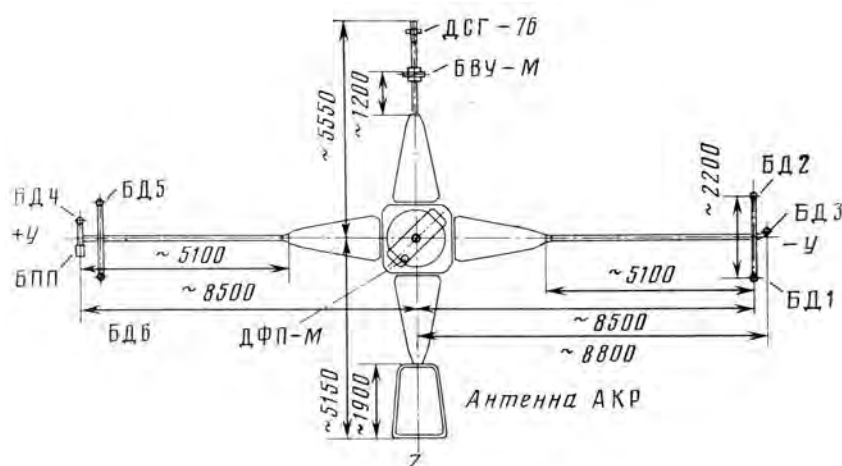
1. Установлена последовательность областей на фронте ударной волны:
 - область высокочастотных колебаний потока ионов и магнитного поля;
 - область разогрева электронов и отворота потока ионов;
 - узкая область «рампа», где происходит распад функции распределения ионов на отдельные сгустки;
 - область релаксации этих пучков и сглаживания распределения.
2. Получена картина распределения электрического потенциала на фронте, имеющая скачок весьма малой толщины – около 5 км.

При этом подчеркнем, что к наиболее значимым для понимания явлений на фронте ударной волны результатам относится установление впервые (благодаря высокому временному и угловому разрешению измерений) факта разделения при прохождении фронта потока ионов на отдельные пучки с разной энергией и направлением движения, которые потом постепенно сливаются в единую функцию распределения.

3. Исследование плазменных волн

В рамках проекта «ИНТЕРШОК» для исследования тонкой структуры волновых явлений во всем диапазоне волновых процессов с оптимальным частотно-временным разрешением был разработан и использовался комплекс волновой диагностики БУДВАР (Климов С.И., Ноздрачев М.Н. и др., 1986).

На рисунке 6 представлена схема размещения датчиков комплекса БУДВАР на спутнике «Прогноз-10–Интеркосмос». Приведен вид со стороны Солнца, причем ось вращения X направлена на Солнце. На рисунке показаны датчики различных компонент электрического поля – БД1 и БД-2; датчики флуктуаций электрического поля – БД3-БД6; датчики маг-



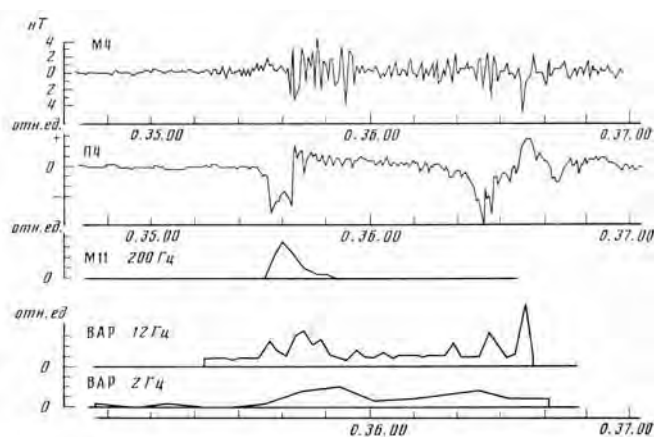
рисунк 6. Схема размещения датчиков комплекса БУДВАР на спутнике «Прогноз-10-Интеркосмос». Приведен вид со стороны Солнца

нитного поля – БПП, БВУ-М и ДСГ-76; датчик флуктуаций потока ионов – ДФП-М.

Отметим, что для уменьшения влияния помех от научной аппаратуры и от аппаратуры самого спутника все датчики были вынесены на концы длинных (около 5 м) штанг, размещенных к тому же на концах солнечных панелей (примерно 3.5 м длиной).

Наличие в составе аппаратуры проекта бортовой вычислительной машины БРОД позволило осуществлять на борту обработку данных комплекса БУДВАР (включая их цифровой спектральный анализ) и организовать различные режимы выдачи информации: усиленный режим по признаку УВ (см. раздел 8), режим прямой передачи в заранее заданный момент, дежурный режим с записью в ТМ-систему.

На рисунке 7 представлен пример части записи различных волновых параметров на интервале около 2 мин при пересечении фронта УВ 28.05.85. Здесь показаны (снизу вверх) флуктуации магнитного поля на частотах 2, 12 и 200 Гц, флуктуации потока плазмы в полосе 0.1-2 Гц (П4) и флуктуации магнитного поля в полосе 1-2 Гц (М4).



рисунк 7. Пример части записи различных волновых параметров на интервале около 2 мин при пересечении фронта ударной волны 28.05.85

Последовательность наблюдаемых явлений такова:

- участок слева до момента времени 00.35.25 UT соответствует нахождению спутника в невозмущенном солнечном ветре;
- с 00.35.25 UT и до 00.35.42 UT наблюдается возмущенная область перед фронтом ударной волны («форшок»);
- всю оставшуюся часть рисунка занимает область релаксации плазмы после прохождения фронта (около 00.35.42).

Эти области довольно отчетливо выделяются на кривой М4. Резкий провал на кривой П4 перед фронтом, по-видимому, соответствует прохождению через слой горячих электронов, разогретых в области «форшока». Низкочастотные флуктуации магнитного поля (две нижние кривые) резко возрастают непосредственно перед фронтом и сохраняют высокий уровень и в области релаксации плазмы.

Было показано, что область «подножия» связана с потоками отраженных от фронта ионов, генерирующих колебания в нижегибридной области частот. Подробный анализ волновых данных (Климов С.И., Ноздрачев М.Н. и др., 1986) показал, что для случая сильной квазиперпендикулярной ударной волны основным механизмом, приводящим к диссипации энергии направленного потока плазмы солнечного ветра, является генерация интенсивных магнитозвуковых колебаний на частотах, существенно меньших частоты нижегибридного резонанса. Однако из-за большого доплеровского сдвига наблюдаемая частота колебаний оказывается в несколько раз выше и может попадать в диапазон частот, близких к указанному резонансу.

Эти колебания возбуждаются пучком отраженных ионов, распространяющимся под большим углом к магнитному полю. Энергия колебаний затем трансформируется в тепловую энергию плазмы и в энергию ускоренных электронов. В работе (Климов С.И., Ноздрачев М.Н. и др., 1986) приводятся формулы, описывающие зависимости частоты и инкремента нарастания амплитуды колебаний от волнового числа и двух значений плазменного параметра бета для ти-

пичных свойств отраженных пучков. Из этих формул следует, что с ростом величины параметра бета инкремент неустойчивости падает, а частота наиболее быстро нарастающей моды колебаний уменьшается.

Такой подход позволил описать частотно-пространственные особенности регистрируемых в эксперименте излучений и объяснить наблюдаемое соотношение амплитуд колебаний электрического и магнитного полей, чего не удавалось достичь ранее.

Отметим еще, что использование метода комбинированной волновой диагностики на спутнике «Прогноз-10-Интеркосмос» позволило получить новые экспериментальные результаты по КНЧ-излучениям не только в окрестности УВ, но и на магнитопаузе (Климов С.И., Ноздрачев М.Н. и др., 1986). Зарегистрированное наличие вблизи магнитопаузы излучений как в электрическом, так и в магнитном поле на частотах немного меньших нижнегибридной свидетельствует о магнитозвуковой природе наблюдаемых волн.

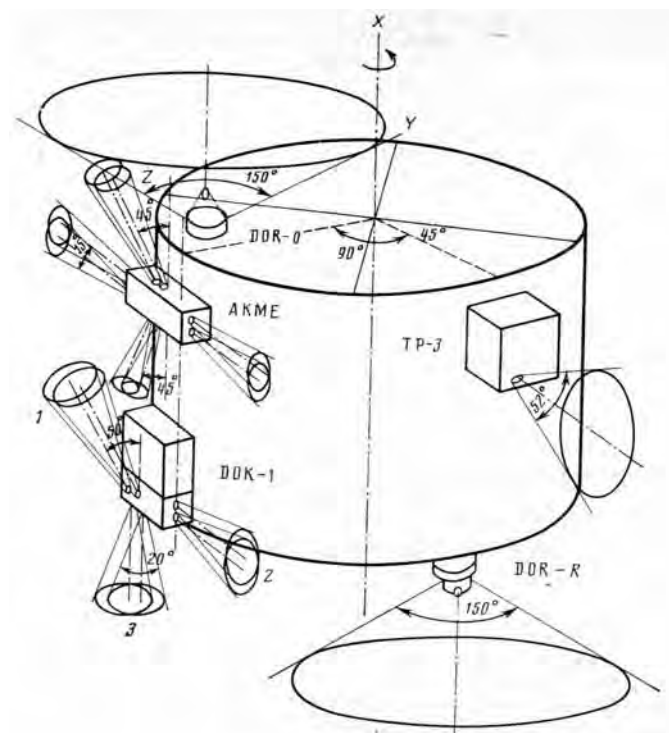
4. Изучение энергичных частиц

Сегодня общепринятой является точка зрения, согласно которой основными «генераторами» энергичных (надтепловых) частиц (космических лучей) являются бесстолкновительные ударные волны в космической плазме. Поэтому в проекте «ИНТЕРШОК» было уделено специальное внимание изучению этих процессов.

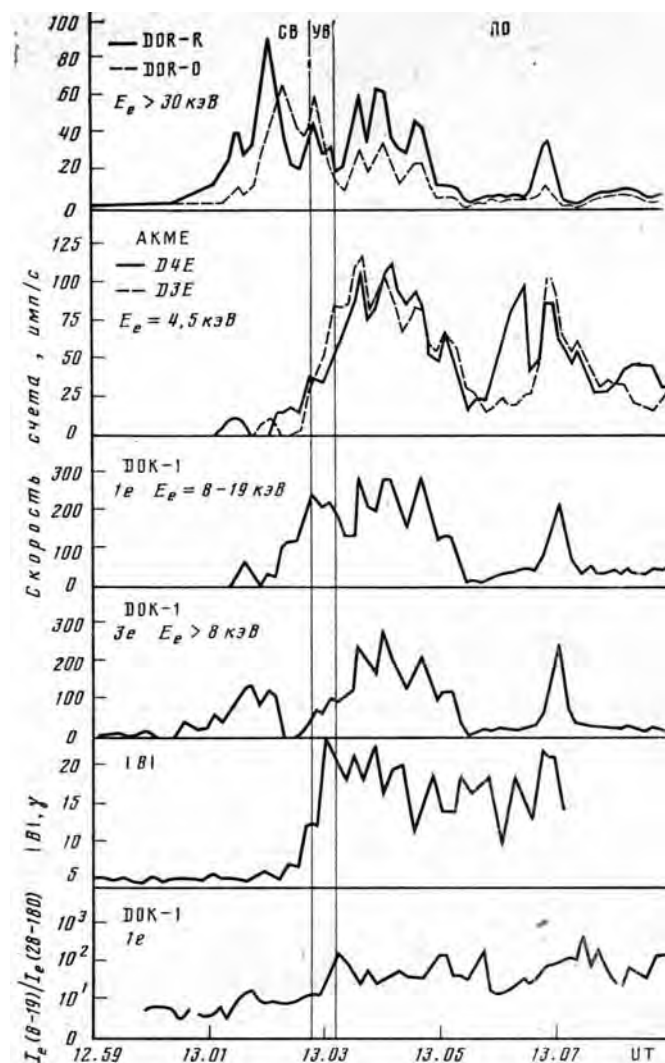
В рамках проекта для исследования различных особенностей ускорения частиц на околоземной удар-

ной волне и получения экспериментальных данных о составе, спектрах иpitch-угловых распределениях таких частиц использовался специальный комплекс аппаратуры ЭЧНУВ (энергичные частицы на ударной волне), детально описанный в статье (Вандас М., Кудела К. и др., 1986). Комплекс состоял из пяти приборов – АКМЕ, DOK-1, DOR-O, DOR-R и TP-3.

- Прибор АКМЕ служил для измерения угловых распределений потоков электронов и протонов с энергиями 1, 4.5 или 15 кэВ (по выбору).
- Прибор DOK-1, снабженный тремя парами детекторов, ориентированных под углами 50, 90 и 180 град по отношению к направлению на Солнце, измерял поток и спектр протонов и суммарные поток и спектр протонов (в диапазоне 12-950 кэВ) и электронов (в диапазоне 8-180 кэВ).
- Приборы DOR-O и DOR-R позволяли измерять глобально потоки электронов с энергией больше 30 кэВ независимо от вращения спутника.
- Прибор TP-3 позволял измерять энергетические спектры и состав ионов в диапазоне номеров $Z=1-26$ и энергией от 1.5 до 20 МэВ на нуклон.



рисунки 8. Расположение приборов комплекса ЭЧНУВ на спутнике «Прогноз-10-Интеркосмос» и ориентация их полей зрения



рисунки 9. Временной ход некоторых волновых параметров при пересечении ударной волны 07.05.85

На рисунке 8 представлено расположение этих приборов на спутнике и ориентация их полей зрения. Телеметрическая система БРОД-ОРИОН позволяла получить временное разрешение измерений энергичных частиц в пределах 10-500 с в дежурном режиме, но гораздо лучшее (1 с или 2 с) в усиленном режиме или в режиме прямой передачи. С высоким временным разрешением получено более 60 пересечений ударной волны.

На рисунке 9 в качестве примера полученных данных приведен временной ход некоторых параметров при пересечении УВ 07.05.85. Само это пересечение отмечено на рисунке двумя вертикальными прямыми. Угол между вектором магнитного поля и нормалью к фронту УВ составлял 78 град, т.е. эта волна была квазиперпендикулярной.

На рисунке 9 показаны потоки электронов различных энергий и (на второй панели снизу) модуль магнитного поля. Всплеск энергичных электронов начинается за 2 мин до фронта УВ (т.е. ускорение электронов начинается еще в «подножии» УВ) и заканчивается спустя примерно 2 мин после него.

Из сопоставления показаний разных датчиков следует, что спектр электронов весьма широкий – до нескольких сотен кэВ.

Видно, что спектр электронов перед фронтом более жесткий, чем за ним.

Для измеренных потоков электронов характерна быстро меняющаяся анизотропия – она велика для электронов всех энергий до пересечения фронта, после пересечения фронта анизотропия остается высокой для электронов с энергией в несколько десятков кэВ, но заметно уменьшается для электронов с энергией в несколько кэВ.

После пересечения фронта УВ на интервале 13.03-13.06 UT на всех кривых скорости счета и на кривой изменения модуля магнитного поля видна довольно сильная модуляция с характерным периодом около 30 сек.

При этом колебания потоков электронов находятся в противофазе с колебаниями модуля магнитного поля.

Весьма важным обстоятельством, полученным в данном эксперименте, является то, что поток энергичных протонов во время пересечения фронта УВ был пренебрежимо мал по сравнению с потоком электронов. Сравнимые с электронными потоки энергичных протонов появились лишь через 20 мин после пресечения фронта, т.е. ускорение протонов произошло не на фронте УВ, а в магнитослое за фронтом.

закключение

Проект «ИНТЕРШОК» явился одним из весьма широкомасштабных целенаправленных экспериментальных исследований в области солнечно-земной физики, выполненных на спутниках серии «Прогноз». Для исследований по этому проекту был разработан большой набор новой диагностической аппаратуры с существенно улучшенными характеристиками.

Основной целью экспериментов было изучение тонкой структуры околоземной ударной волны. На этом пути были получены весьма важные и приоритетные результаты:

- впервые показано, что при прохождении потока ионов солнечного ветра через фронт ударной волны этот поток разбивается на множество мелких пучков (сгустков), различающихся плотностью плазмы и направлением движения; при дальнейшем движении этих сгустков в сторону магнитослоя они постепенно сливаются в единую широкую по углам и по энергиям функцию распределения;
- впервые получена картина распределения электрического потенциала в «подножии» фронта ударной волны;
- проведен анализ амплитудно-частотно-пространственных особенностей регистрируемых на фронте ударной волны интенсивных магнитозвуковых колебаний и других волн и излучений;
- изучена картина ускорения электронов и ионов до энергий в несколько десятков кэВ (до сотни кэВ) в широкой области от «подножия» до интервала в нескольких минут за фронтом УВ и получена динамика анизотропии их потоков*.

список литературы

- Алексеевич Я.Н., Афанасьев Ю.В. и др.* Комплексный волновой эксперимент на спутнике «Прогноз-8» // Космич. исследования, 1983. Т. 21, № 5. С. 710-723.
- Вайсберг О.Л., Застенкер Г.Н. и др.* Динамика функции распределения ионов вблизи фронта околоземной ударной волны // Космич. исследования, 1986. Т. 24, № 2. С. 166-176.
- Вандас М., Кудела К. и др.* Изучение энергичных частиц, связанных с ударными волнами, в рамках проекта «ИНТЕРШОК» (комплекс экспериментов ЭЧНУВ) // Космич. исследования, 1986. Т. 24, № 2. С. 185-191.
- Галеев А.А., Бумба В. и др.* Проект «ИНТЕРШОК» – исследование тонкой структуры ударных волн в космической плазме – цели, задачи, методы // Космич. исследования, 1986. Т. 24, № 2. С. 147-150.
- Застенкер Г.Н., Вайсберг О.Л. и др.* Изучение тонкой структуры ударных волн с помощью комплекса плазменных спектрометров БИФРАМ // Космич. исследования, 1986. Т. 24, № 2. С. 151-165.
- Застенкер Г.Н., Ермолаев Ю.И. и др.* Наблюдения солнечного ветра с высоким временным разрешением // Космич. исследования, 1982. Т. 20, № 6. С. 900-911.
- Карачевский В.Н., Кульков С.Д. и др.* Автоматическая станция «Прогноз» // Исследования солнечной активности и космическая система «Прогноз». М.: Наука, 1984. С. 206-211.
- Климов С.И., Ноздрачев М.Н. и др.* Исследование плазменных волн с помощью комплекса комбинированной волновой диагностики БУДВАР // Космич. исследования, 1986. Т. 24, № 2. С. 177-184.
- Статья поступила в редакцию 04.09.2012 г.*

* Окончание статьи см. в следующем номере журнала.

АСПЕКТЫ ТЕХНИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ЗАХВАТА И СВОДА С ОРБИТЫ ОБЪЕКТОВ, ПРЕКРАТИВШИХ АКТИВНОЕ СУЩЕСТВОВАНИЕ

ASPECTS OF TECHNICAL FEASIBILITY OF AN AUTOMATIC SPACE COMPLEX FOR NON-COOPERATIVE OBJECTS CAPTURING AND DEORBITING



О.Н. Зайцева,
аспирант*,
kotl@laspace.ru;
O.N. Zaytseva**



А.В. Лукьянчиков*,
lukav@laspace.ru;
A.V. Lukiyanichikov**



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

В статье рассмотрены некоторые общие аспекты создания комплекса для автоматического захвата на орбите объектов, представляющих реальную угрозу для действующих космических аппаратов, с целью их последующего свода с орбиты или увода на орбиту захоронения. Описаны основные этапы функционирования комплекса.

Ключевые слова: космический мусор; сближение; обслуживание; свод с орбиты.

Существует общее понимание того, что засоренность космического пространства создает опасность для активных космических аппаратов, находящихся на околоземной орбите. Поэтому вопрос очистки околоземного космического пространства от объектов, которые закончили свое активное существование, становится всё более острым.

На орбите стало так много мусора, что его количество перешло в новое качество. Даже если прекратить запускать космические аппараты в космос уже сейчас, к 2055 году только за счет фрагментации уже имеющихся на орбите объектов искусственного происхождения число вновь образующихся обломков начнет превышать количество падающих на Землю и сгорающих в атмосфере планеты. Орбитальная свалка начнет «саморазмножаться», что поставит под сомнение возможность безопасных полетов в космос вообще.

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

The article covers some general aspects of space complex development for automatic in-orbit capturing of non-cooperative objects representing the real threat to the operating spacecraft with the purpose of their subsequent deorbiting or withdrawal into the graveyard orbit. Main phases of the complex operation are described.

Key words: space debris; rendezvous; in-orbit satellite servicing; deorbiting.

По данным специалистов НАСА, сегодня на орбите находится более 16 тысяч относительно крупных каталогизированных космических объектов, из них 12569 объектов – отработавшие спутники, ступени ракет, разгонные блоки и их обломки (таблица 1) (*Satellite Box Score*, 2012).

Проводимые исследования показывают, что в основном космический мусор сконцентрирован на высотах от 850 до 1500 км над поверхностью Земли. Немало его встречается и на высотах полета космических кораблей и международной космической станции. Космический мусор, «блуждающий» на высотах ниже 600 км, в течение нескольких лет входит в атмосферу и сгорает в ней. А вот мусору, расположенному на высотах 800 км, на это требуется десятилетия. На высотах же свыше тысячи километров космический мусор может находиться сотни лет, т.е. наиболее

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

таблица 1 – Объекты на околоземной орбите (по состоянию на 04 апреля 2012 года), каталогизированные космической службой слежения США U.S. Space Surveillance Network

страна/ организация	полезные нагрузки	ступени ракет и космический мусор	всего
Китай	120	3466	3586
страны СНГ	1416	4639	6055
ЕКА	42	45	87
Франция	54	434	488
Индия	47	129	176
Япония	117	71	188
США	1166	3673	4839
другие	521	112	633
всего:	3483	12569	16052

уязвимой по отношению к космическому мусору является геостационарная орбита (ГСО), где сосредоточены КА связи, ретрансляции, дистанционного зондирования Земли, включая системы раннего предупреждения о ракетном нападении. Повреждение любого из этих КА лишает традиционных космических услуг целые регионы Земного шара и поэтому относится к категории чрезвычайных ситуаций. Поскольку эффект самоочищения за счет торможения космического мусора на остаточной атмосфере в области ГСО отсутствует, уникальный природный ресурс, который представляет собой ГСО, в результате техногенного засорения может быть утерян (Макаров Ю.Н., 2009).

Следовательно, чтобы исправить ситуацию, необходимо рассматривать принудительный свод объектов с орбиты (активный) или обслуживание аппаратов на орбите с целью повышения срока их активного существования.

Идея принудительного свода с орбиты была выдвинута более 30 лет назад. С тех пор периодически выдвигаются разнообразные предложения по удалению крупного и малогабаритного космического мусора. Однако из-за колоссальных технических трудностей и высокой потенциальной стоимости уборка космических объектов с орбиты всерьез никогда не рассматривалась для практического применения. К тому же существует определенный дефицит в инструментах моделирования, которые позволили бы наглядно проиллюстрировать необходимость уборки космического мусора, оценить необходимые мероприятия и соответствующую выгоду для окружающей среды, хотя определенные работы в этом направлении уже ведутся в странах – активных пользователях космического пространства, таких как: США (программа Phoenix), Германия (проект DEOS), Франция (проект X-OTV), Канада (проект SIS).

При формировании любой автоматической системы, обеспечивающей свод с орбиты космических

объектов, необходимо учитывать следующие ключевые вопросы:

- наиболее критичный регион (низкие околоземные орбиты, ГСО и т.д.);
- объекты, которые подлежат своду с орбиты (поврежденные или вышедшие из строя спутники, крупные обломки);
- объекты, которые в рамках выбранного региона следует убрать в первую очередь;
- выгоду для окружающей среды от уборки данного космического мусора;
- каким образом будет производиться уборка космического мусора.

Ответы на эти вопросы определяют ключевые требования к системе, развитию необходимых технологий и выполнению операций по активному своду с орбиты. Они также подготавливают почву для эффективного и выгодного с финансовой точки зрения усилия, с тем, чтобы максимально увеличить выгоду для окружающей среды и обеспечить лучшую защиту работающих КА в будущем (Liou J.-C., 2011).

Поскольку Россия занимает первое место по числу объектов, загрязняющих околоземный космос, нам представляется актуальным рассмотрение некоторых технических аспектов реализации комплекса для автоматического захвата на орбите объектов, создающих реальную угрозу для действующих космических аппаратов, с целью их последующего свода с орбиты и затопления или увода на орбиту захоронения.

Техническая реализация сближения и захвата космических аппаратов на орбите является сложной задачей, и в значительной мере она определяется возможностью создания системы управления движением, обеспечивающей выполнение этой операции. Разработка методов наведения при сближении космических аппаратов и создание аппаратуры, реализующей эти методы, – неременное условие успешного решения поставленной задачи.

Как правило, из двух объектов, осуществляющих сближение и стыковку на орбите, маневрирует только один, активный космический аппарат (АКА), оснащенный, в зависимости от поставленной задачи, модулем захвата и/или стыковки с целевым объектом и модулем для выполнения визуальной инспекции и ремонта. Другой объект, не совершающий активных маневров в процессе сближения и стыковки, в дальнейшем будем называть пассивным или целевым (целью). В общем случае экспедиция по захвату и своду с орбиты пассивного объекта будет включать в себя следующие этапы:

- подготовка к запуску АКА;
- старт и выведение на орбиту;
- дальнейшее сближение;
- ближний подход;
- облет целевого КА;
- оординированный полет (режим зависания);

- механическое соединение или стыковка (захват целевого КА);
- стабилизация связи и выдача импульса для свода с орбиты или увода на орбиту захоронения или проведение ремонтных операций.

Выводить космический аппарат в зону встречи можно двумя способами.

Первый – это прямое выведение со стартовой позиции в район цели.

Второй – использование промежуточных орбит для фазирования объектов.

При прямом выведении наземный командно-измерительный комплекс определяет орбиту КА-цели, производит ее коррекцию (корректируется высота прохождения КА над стартовой позицией и время прохождения) и определяет момент старта. Достоинство этой схемы выведения – небольшая дальность действия бортовой радиолокационной станции, определяемая точностью определения орбиты цели и погрешностями выведения. Эта дальность не превосходит нескольких десятков километров.

Недостатком данного способа выведения являются чрезвычайно жесткие ограничения на время старта, так как погрешность во времени старта в 1 с приводит примерно к 8 км разброса по дальности между объектами. В данном случае накладывается жесткое ограничение по синхронизации объектов перед стартом, сводящееся к требованию, чтобы время старта было кратно 24 ч. Это требование означает либо необходимость корректировать орбиту первого КА, что не всегда возможно, либо большое время ожидания благоприятных условий запуска. Кроме того, при встрече на первом витке после запуска активного корабля недостаточно времени на проверку аппаратуры системы управления сближением.

В связи с этим более целесообразным представляется второй способ выведения в район цели с использованием промежуточных орбит. При решении задачи встречи промежуточные орбиты в первом приближении определяются в предположении импульсного характера действия тяги маршевого двигателя активного КА и кеплерова характера движения обоих объектов. Практика показала, что эти допущения вполне разумны при нахождении первого приближения.

Дальнее наведение объектов происходит обычно в течение нескольких витков после запуска АКА. В этот период наземный командно-измерительный комплекс определяет орбиты обоих спутников, прогнозирует их движение и рассчитывает активные маневры, необходимые для выведения АКА в зону действия бортовой аппаратуры измерения параметров относительно движения. На этапе дальнего наведения можно использовать также информацию от бортовой радиолокационной станции. Но, как правило, это делается для дублирования расчетов наземного комплекса с целью достижения необходимой надежности операции встречи. В

связи с погрешностями проведения маневров при дальнем наведении, обусловленными действиями различных возмущающих факторов (отличие принятой модели движения объектов от реальной, погрешности функционирования системы управления и двигательной установки и т.д.), предусматривается этап дальнего сближения, на котором выбираются указанные погрешности. На данном этапе осуществляется коррекция ошибок выведения на целевую орбиту и выведение КА в заданное положение для проведения дальнейших операций по сближению и стыковке. На этом участке определение координат космических аппаратов будет производиться с помощью системы GPS, а управление движением будет обеспечиваться выдачей импульсов коррекции.

Этап сближения происходит после поиска и захвата цели бортовыми средствами. Все маневры на этом этапе совершаются автономно, т.е. без помощи наземного командно-измерительного комплекса. Роль последнего в этот период сводится к дублированию бортовых измерительных и вычислительных средств и их контролю. На этапе сближения работа бортовой системы управления движением активного корабля основывается на использовании, главным образом, информации о параметрах относительного движения. Однако в ряде случаев, когда алгоритм наведения при сближении основан на использовании законов орбитальной механики, в системе управления используется также информация о параметрах орбиты цели.

Режим ближнего подхода начинается на расстоянии около 300 метров со скоростью сближения, равной приобретенной в начале участка фазирования, которая, при необходимости, может быть увеличена примерно до 1 м/с. В начальной стадии дальность определяется радиолокатором, на меньшем расстоянии для этой цели может быть использована телекамера.

При сближении на расстояние порядка 20...30 м необходимо выполнить маневр облета целевого КА. В общем случае стратегия выполнения такого маневра выглядит следующим образом:

1. Режим сближения двух КА следует завершить на дальности порядка 20 ... 30 м. При этом линия визирования должна быть параллельна вектору орбитальной скорости КА-цели, а относительная скорость двух КА должна быть нулевой.
2. Система управления продолжает принимать информацию от ТВ-камеры и лазерного дальномера.
3. Активному КА в направлении радиуса-вектора орбиты сообщается скорость порядка 0.022 ... 0.035 м/с.
4. Система управления угловым движением непрерывно совмещает направление продольной оси с направлением линии визирования.
5. Так как реализуется практически постоянная скорость углового движения линии визирования, для экономии электропотребления можно производить периодические отключения дальномера и ТВ-камеры.

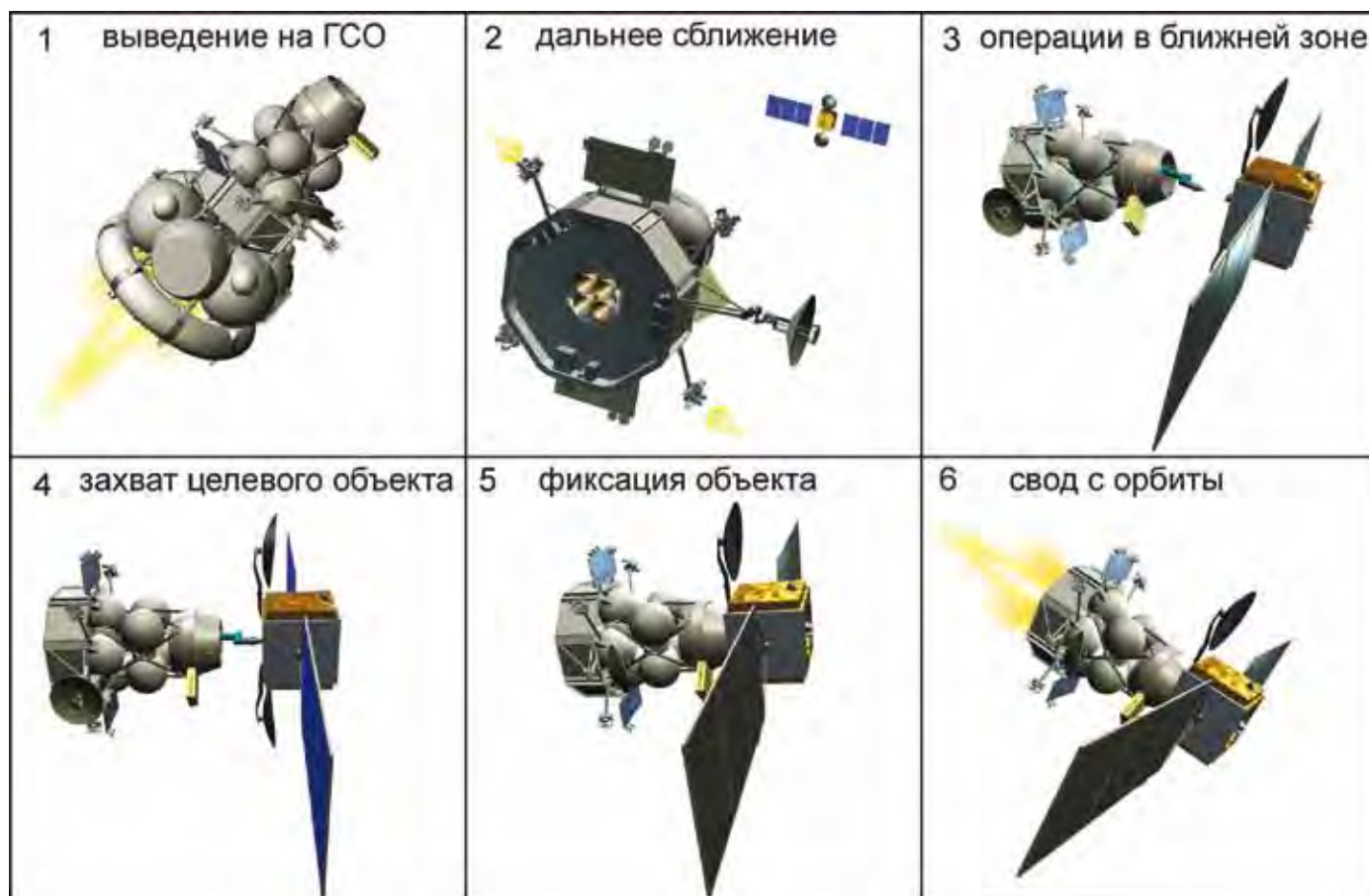


рисунок 1. Схема функционирования автоматического комплекса по своду с орбиты объектов, завершивших активное существование

Затраты топлива на выполнение углового движения не превысят обычных затрат на поддержание заданной ориентации в пассивном полете.

На окончательной стадии (скоординированный полет) управление движением объекта производится по результатам измерения на телекамере.

Для захвата целевого объекта (в зависимости от поставленной задачи по обслуживанию и/или своду с орбиты) возможно применение манипулятора, гарпунного устройства, надувного устройства захвата и т.д. Операции по захвату предусматривается выполнять в зоне радиовидимости наземных станций слежения.

Очевидно, что после образования связки «АКА – цель», центр масс ее не будет располагаться на оси выдачи тормозного импульса.

Для стабилизации связки и компенсации эксцентриситета тяги предлагается следующая методика:

1. После захвата некооперируемого объекта КА разворачивает связку до совмещения продольной оси X с направлением выдачи тормозного импульса и дает небольшой калибровочный импульс.

2. Так как центр масс связки в общем случае не лежит на оси X , на систему будет действовать возмущающий момент, который приведет к появлению угловой скорости в поперечной плоскости и развороту связки. Значение этой угловой скорости замеряется датчиками угловых скоростей.

3. По измеренным значениям вычисляются массо-инерционные характеристики всей системы и ее эксцентриситет, затем определяется плоскость, в которой происходит разворот аппарата.

4. Рассчитывается угол, на который повернется связка при выдаче тормозного импульса. Этот угол компенсируется предварительным разворотом всей системы на рассчитанный угол относительно номинального направления, с тем, чтобы суммарный вектор импульса торможения совпал с номинальным направлением.

5. Выдается полный тормозной импульс.

Данная схема компенсации эксцентриситета тяги была реализована в полетных условиях при проведении коррекции КА «Вега-1, -2».

Управляемый свод с орбиты связки осуществляется выдачей тормозного импульса ΔV двигателем АКА в заданной точке орбиты. Для уверенного захвата КА атмосферой Земли достаточно сформировать орбиту схода с высотой перигея, равной 0 км.

Принцип функционирования автоматического комплекса по своду с орбиты схематично представлен на рисунке 1.

Задачи инспекции космических объектов, замены и ремонта спутников, а также свод с орбиты объектов, прекративших свое активное существование и находящихся в неориентированном по-

АСПЕКТЫ ТЕХНИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ЗАХВАТА И СВОДА С ОРБИТЫ ОБЪЕКТОВ, ПРЕКРАТИВШИХ АКТИВНОЕ СУЩЕСТВОВАНИЕ

лете, имеют ряд особенностей, связанных с тем, что цель сближения не сотрудничает с активным аппаратом, а наоборот, может создавать активные радиопомехи, вращаться с большой угловой скоростью и даже совершать непредусмотренный маневр. Все это затрудняет сближение и стыковку с объектом и должно приниматься во внимание при проектировании системы управления сближением активного корабля. При этом система управления движением АКА должна обеспечивать следующие характеристики:

При зависании над целью (в системе координат цели):

Точность по расстоянию ± 0.2 м.

Точность по двум другим координатам ± 5 м.

Точность взаимной ориентации:

± 5 град по тангажу и рысканью;

± 10 град по крену.

При сближении и стыковке:

Точность взаимной ориентации:

± 5 град по тангажу и рысканью;

± 10 град по крену.

Скорость сближения в момент касания 0.1 м/сек.

Удержание в зоне захвата 0.5 ± 0.2 м.

При выдаче корректирующего импульса на спуск:

Точность ориентации ± 3 град по всем осям;

Точность выдачи корректирующего импульса ± 0.1 м/сек.

Целесообразно строить систему управления открытым образом, так, чтобы в нее можно было интегрировать и другую измерительную аппаратуру для повышения точности и надежности выполнения операций, связанных с выполнением основной задачи.

Наиболее перспективной разработкой может стать универсальная система по обслуживанию спутников на околоземной орбите, создаваемая на базе многоцелевого космического транспортного модуля (МКТМ) «Флагман». Оснащение МКТМ многофункциональной двигательной установкой дает возможность выполнять межорбитальное маневрирование и прецизионное сближение с космическими объектами, что позволит решать следующие задачи:

- проводить визуальную инспекцию как управляемых космических аппаратов, так и объектов, пре-

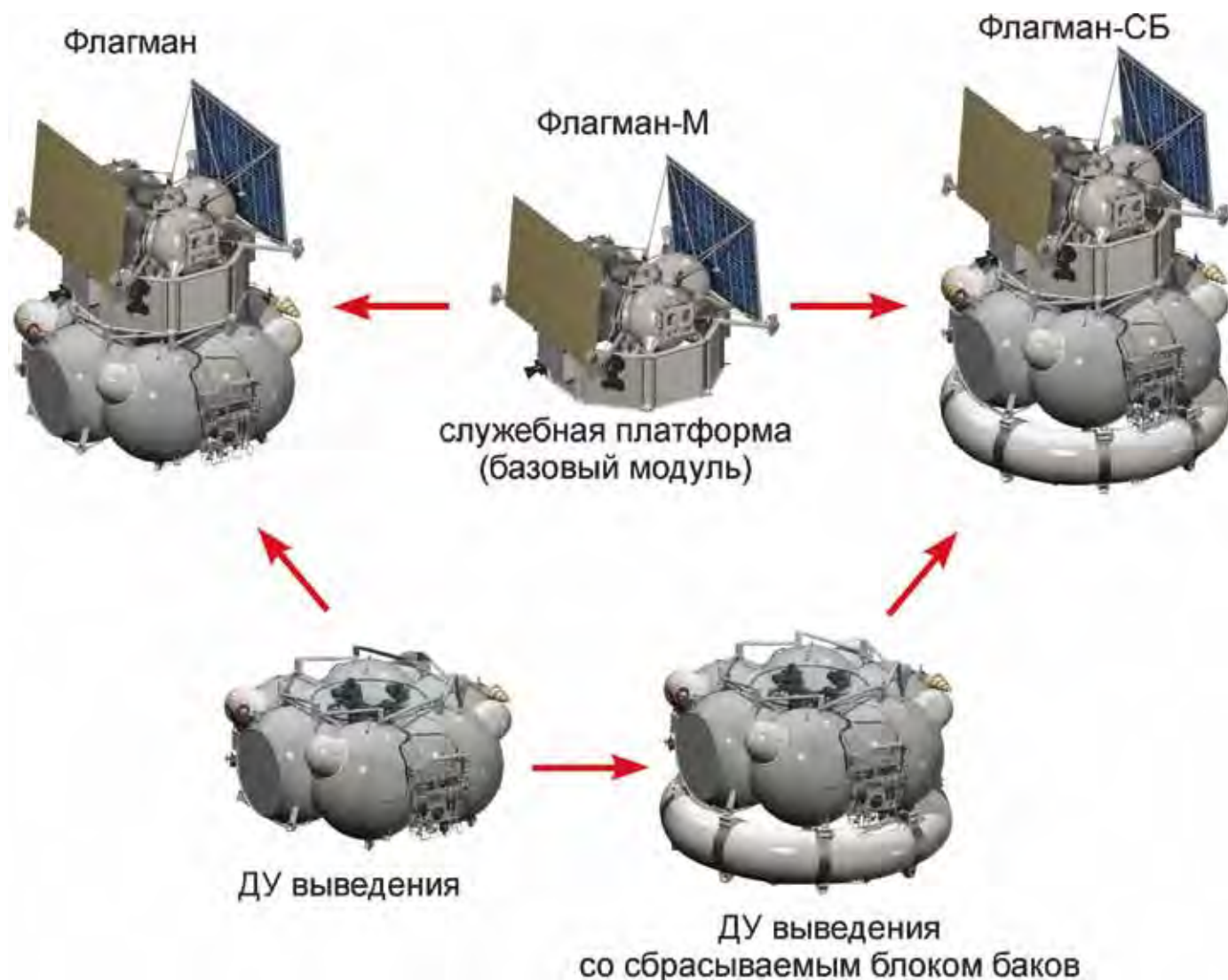


рисунок 2. Транспортный модуль «Флагман»

таблица 2 - Варианты базовой космической платформы для КА по инспектированию и обслуживанию спутников на орбит

	варианты КА			ракета-носитель
				
рабочая орбита				
низкие околоземные орбиты	+			«Союз-2»
средние околоземные орбиты	+	+		«Союз-2»
высоко-энергетические орбиты (ГСО)			+	«Зенит-2», «Протон», «Ангара»

кративших свое существование;

- выполнять стыковку с пассивным орбитальным объектом и фиксацию с целью последующего контролируемого свода его с орбиты и затопления;
- выполнять операции по обслуживанию орбитальных объектов (замена блоков, ремонтные операции, установка дополнительных приборов, дозаправка и т.д.).

Модульный принцип построения МКТМ (рисунок 2, таблица 2) позволяет оптимизировать его применение для заданной массы полезной нагрузки и требуемого вида транспортной операции в широком диапазоне высот околоземных орбит (от низких орбит ИСЗ до ГСО).

Особенностями используемой на платформе «Флагман» системы управления предусмотрена возможность вмешательства наземных средств на всех этапах полета, что существенно повышает надежность выполнения задачи в случае возникновения нештатных ситуаций. Характеристики разрабатываемого модуля обеспечивают возможность его запуска всеми эксплуатируемыми и перспективными отечественными (российскими) ракетами-носителями среднего и тяжелого класса, а также аналогичными зарубежными ракетами.

Варианты базовой космической платформы, разрабатываемой на базе транспортного модуля «Флагман», для решения задач инспектирования/обслуживания на околоземных орбитах представлены в

таблице ниже.

При этом космический аппарат для решения задач свода с орбиты или обслуживания на орбите будет включать в себя:

- маршевую двигательную установку (МДУ);
- космическую платформу со служебными системами;
- модуль полезной нагрузки.

В качестве маршевой двигательной установки используется МДУ разгонного блока «Фрегат-СБ» с дополнительным сбрасываемым блоком баков.

В состав космической платформы (рисунок 3), разрабатываемой на базе МКТМ, входят следующие основные системы:

- двигательная установка;
- бортовой комплекс управления;
- система электроснабжения;
- система терморегулирования.

В зависимости от решаемой задачи предусматривается четыре варианта целевого комплекса (рисунок 4) (Zaytseva O., 2012):

1. Модуль для визуальной инспекции.
2. Модуль для выполнения операции по обслуживанию орбитальных объектов (замена аппаратурных блоков, ремонтные операции, установка дополнительных приборов и т.д.).
3. Модуль для стыковки и фиксации орбитального объекта с целью последующего контролируемого свода его с орбиты и затопления.
4. Модуль для выполнения операций по дозаправке



рисунок 3. Общий вид космической платформы



рисунок 4. Возможные варианты АКА для инспекции, обслуживания и свода с орбиты космического мусора

обслуживаемого орбитального объекта с целью продления срока его активного существования.

список литературы

Макаров Ю.Н. Обеспечение безопасности космических полетов как новое направление мониторинга чрезвычайных ситуаций. Доклад на симпозиуме «Космос и глобальная безопасность человечества», 03.11.2009. URL: <http://www.federalspace.ru/main.php?id=2&nid=8047> (дата

обращения 03.07.2012).

Liou J.-C. A note on Active debris removal // Orbital Debris Quarterly News, июль 2011. Т. 15, вып. 3.

Zaytseva O. Some aspects of engineering feasibility of an automatic complex for non-cooperative objects capturing and deorbiting, GLEX-2012.09. P. 6.

Satellite Box Score (as of 04 April 2012, cataloged by U.S. Space Surveillance Network) // Orbital Debris Quarterly News, апрель 2012. Т. 16, вып. 2.

Статья поступила в редакцию 02.07.2012 г.

ОПТИМИЗАЦИЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЕТА В БЛИЖАЙШЕЕ ОКОЛОСОЛНЕЧНОЕ ПРОСТРАНСТВО

OPTIMIZATION OF INTERPLANETARY TRAJECTORIES FOR FLIGHT TO THE NEIGHBORING CIRCUMSOLAR SPACE



В.Е. Усачов,
профессор, доктор
технических
наук, Московский
авиационный институт
(национальный
исследовательский
университет), Россия,
г. Москва,
usachov@inbox.ru;
V.E. Usachov



А.С. Ежов,
аспирант*,
antonezh.mai@yandex.ru;
A.S. Ezhov**



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

В статье рассматривается методика формирования и оптимизации баллистических схем полета в ближайшее окосолнечное пространство с помощью гравитационных манёвров у Венеры и Земли. В качестве примера применения описанной методики приводится вариант оптимальной траектории полета, предлагаемой к использованию в перспективной российской миссии «Интергелио-Зонд».

Ключевые слова: межпланетная траектория; ближайшее окосолнечное пространство; гравитационные манёвры; оптимизация.

ВВЕДЕНИЕ

Многолетние дистанционные исследования Солнца и его короны как с поверхности Земли, так и с околоземных орбит пока не позволили получить исчерпывающую информацию о физической природе окосолнечных процессов, зарождающихся в недрах короны. Механизмы этих процессов имеют относительно мелкие масштабы и поэтому не могут быть изучены по данным дистанционных наблюде-

The article deals with the procedure of generation and optimization of flight ballistics for missions in the neighboring circumsolar space by means of gravity-assist maneuvers near Venus and Earth. The optimal flight trajectory is presented, which is proposed in frame of advanced Russian «Interhelio-Zond» mission as an example of the described procedure.

Key words:
interplanetary trajectory;
neighboring circumsolar space;
gravity-assist maneuvers;
optimization.

ний даже с гелиоцентрических орбит КА, близких к орбите Меркурия. Только прямые исследования, проводимые внутри или вблизи короны и включающие наблюдения этих чрезвычайно тонких структур с борта специального КА – солнечного зонда, пролетающего близко к Солнцу, могут дать информацию, которая поможет осуществить прорыв в фундаментальных исследованиях природы ближайшего около-

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

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

солнечного пространства и Солнца (Малышев В.В. и др., 2006).

Одной из перспективных миссий исследования околосолнечного пространства является проект программы научных исследований «Интергелио-Зонд», который предназначен для наблюдения Солнца с близких расстояний в плоскости эклиптики и внеэклиптических орбит КА с высоким наклоном, а также для проведения прямых измерений в ближайшем околосолнечном пространстве. Для формирования траектории КА используется серия последовательных гравитационных манёвров у Земли и Венеры, целью которых является уменьшение радиуса перигелия с одновременным увеличением наклона.

1. Постановка задачи формирования оптимизации схемы полёта

Для определения эффективности экспедиции необходимо ввести критерий (измеряемый показатель качества), позволяющий оценить степень требований, предъявляемых к космической миссии. В рассматриваемой задаче таким критерием является научная эффективность миссии, который сводится к трем показателям:

- обеспечение минимума приращения суммарной характеристической скорости, сообщаемой двигательной установкой (ДУ) КА при активных маневрах;
- обеспечение минимума радиуса перигелия, но не более 60...70 радиусов Солнца (или 42...49 млн. км);
- обеспечение максимально достижимого наклона.

В статье предлагается считать, что наиболее значимым показателем эффективности миссии является обеспечение минимального приращения суммарной характеристической скорости, сообщаемой ДУ КА при проведении активных маневров. Это позволит доставить на конечную орбиту максимально возможную массу полезной нагрузки. Остальные критерии могут

рассматриваться как рекомендуемые ограничения.

Таким образом, задача формирования и оптимизации баллистической схемы миссии для прямых исследований ближайшего околосолнечного пространства может быть сформулирована следующим образом: *определить и провести оптимизацию вариантов межпланетных траекторий перелёта в ближайшее околосолнечное пространство с промежуточными гравитационными манёврами у планет Земной группы по критерию минимума суммарной характеристической скорости с учетом указанных ограничений и рекомендаций.*

Под суммарной характеристической скоростью понимается сумма характеристической скорости разгона с опорной орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) на отлётную траекторию и характеристических скоростей, направленных на проведение активных манёвров, выполняемых на ДУ КА.

2. Методика формирования вариантов баллистических схем миссии

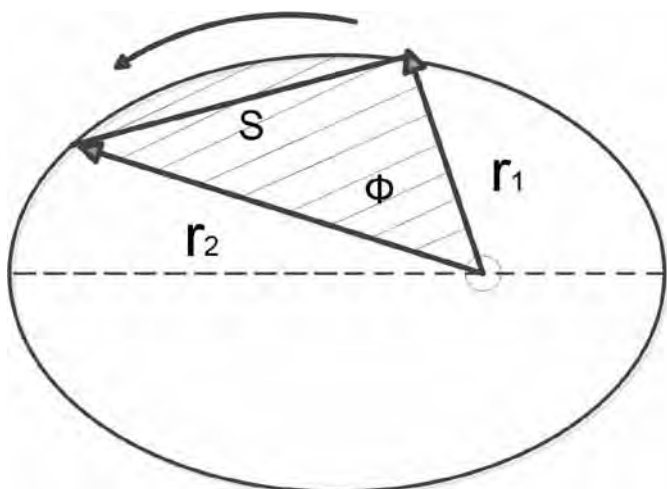
2.1. Методика решения задачи Ламберта

Уравнение Ламберта позволяет определить кеплерову орбиту КА в центральном гравитационном поле притягивающего небесного тела при заданных начальной r_1 и конечной r_2 точках перелёта, а также при известном времени перелёта τ (Малышев В.В., Тычинский Ю.Д. и др., 2006).

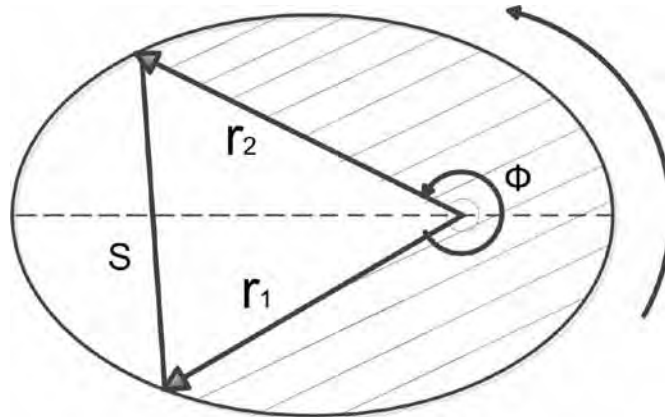
Если перелет не превосходит полувитка (рисунок 1а), то угловая дальность перелёта Φ определяется по формуле

$$\Phi = \arccos \frac{(r_1, r_2)}{r_1 \cdot r_2}.$$

Если же перелёт продолжается больше полувитка



а



б

а – перелет не превосходит полувитка;

б – перелёт продолжается больше полувитка.

рисунки 1. Определение угловой дальности перелёта

(рисунок 1б), то следует использовать формулу

$$\Phi = 2\pi - \arccos \frac{(r_1, r_2)}{r_1 \cdot r_2}.$$

Время перелёта τ однозначно связано с большой полуосью a перелётной орбиты КА, и в случае эллиптической орбиты эта зависимость, называемая формулой Ламберта, имеет вид

$$\tau = \frac{a^{3/2}}{\sqrt{\mu}} \cdot [\pi + \text{sign}(\tau_m - \tau) \times (\varepsilon - \sin \varepsilon - \pi) - \text{sign}(\sin \Phi) \times (\delta - \sin \delta) + 2\pi n], \quad (1)$$

где μ – гравитационный параметр притягивающего небесного тела;

$$s = |r_1 - r_2|;$$

$n = 0, 1, \dots$ – количество полных витков КА на орбите перелёта.

Кроме того, в (1) использованы следующие обозначения:

$$\tau_m = \frac{(r_1 + r_2 + s)^{3/2}}{8 \cdot \sqrt{\mu}} [\pi - \text{sign}(\sin \Phi) \times (\delta_m - \sin \delta_m) + 2\pi n];$$

$$\delta_m = 2 \cdot \arcsin \sqrt{\frac{r_1 + r_2 - s}{r_1 + r_2 + s}}, \quad 0 \leq \delta_m \leq \pi;$$

$$\delta = 2 \cdot \arcsin \sqrt{\frac{r_1 + r_2 - s}{4 \cdot a}}, \quad 0 \leq \delta \leq \pi;$$

$$\varepsilon = 2 \cdot \arcsin \sqrt{\frac{r_1 + r_2 + s}{4 \cdot a}}, \quad 0 \leq \varepsilon \leq \pi.$$

В случае гиперболической орбиты перелёта формула Ламберта имеет вид

$$\tau = \sqrt{\frac{|a|^3}{\mu}} [sh\alpha - \alpha - \text{sign}(\sin \Phi) \times (sh\beta - \beta)], \quad (2)$$

$$\text{где } sh \frac{\alpha}{2} = \sqrt{\frac{r_1 + r_2 + s}{4 \cdot |a|}};$$

$$sh \frac{\beta}{2} = \sqrt{\frac{r_1 + r_2 - s}{4 \cdot |a|}}; \quad \alpha \geq \beta \geq 0.$$

Если перелёт осуществляется по параболической орбите, то время перелёта определяется по формуле

$$\tau_{\text{nap}} = \frac{1}{6 \cdot \sqrt{\mu}} [(r_1 + r_2 + s)^{3/2} - (r_1 + r_2 - s)^{3/2} \cdot \text{sign}(\sin \Phi)]. \quad (3)$$

Таким образом, для того чтобы определить параметры участка кеплеровой орбиты перелёта между точками, заданными начальным r_1 и конечным r_2 радиус-векторами за заданное время τ , т.е. фактически смоделировать соответствующий участок орбиты, следует рассматривать формулу Ламберта как уравнение относительно большой полуоси этой орбиты – уравнение Ламберта.

Однако сначала следует определить тип орбиты перелёта, для чего по формуле (3) находится время перелёта между заданными векторами по параболической орбите. Полученное время τ_{nap} сравнивается с заданным временем τ .

Если окажется, что $\tau < \tau_{\text{nap}}$, то перелёт между заданными векторами возможен только по гиперболической орбите. Если $\tau > \tau_{\text{nap}}$, перелёт может быть реализован только по эллиптической орбите. Если же окажется, что $\tau = \tau_{\text{nap}}$, то перелёт между заданными точками межпланетного пространства должен осуществляться только по параболической траектории и большая полуось такой орбиты $a = \infty$. В случае $\tau \neq \tau_{\text{nap}}$ формулы (1) или (2) следует рассматривать в качестве трансцендентных уравнений относительно a . Любые остальные параметры кеплеровой орбиты могут быть найдены по аналитическим формулам.

В частности, после нахождения a , можно определить скорость V_1 КА в точке r_1 (в этом случае будет однозначно определена орбита перелёта) по формуле

$$V_1 = \frac{\sqrt{\mu}}{2} ((A + B) \cdot \frac{r_2 - r_1}{s} + (A - B) \cdot \frac{r_1}{r_2}),$$

$$\text{где } A = \text{sign}(\sin \Phi) \cdot \sqrt{\frac{2}{r_1 + r_2 - s} - \frac{1}{2a}};$$

$$B = \text{sign}(\tau_m - \tau) \cdot \sqrt{\frac{2}{r_1 + r_2 + s} - \frac{1}{2a}}.$$

Однако, если на i -м участке траектории КА, совершив один или несколько полных витков, должен вернуться в ту же точку для повторного манёвра у той же планеты, то в данном случае невозможно применить методику решения задачи Ламберта, так как орбита КА будет не определена из-за коллинеарности векторов r_1 и r_2 .

2.2. Моделирование гравитационных манёвров КА

Как известно (Малышев В.В., Тычинский Ю.Д. и др., 2006), схема межпланетного полёта представляет собой последовательность целенаправленных событий, приводящих к изменению скорости КА по отношению к такому же движению в космосе при отсутствии этих событий, т.е. движению КА под действием гравитационного поля Солнца.

Из этого следует, что важнейшими характеристиками любой сложной межпланетной траектории являются приращения скорости КА, а также точки и интервалы времени их реализации.

Общая математическая модель движения на межпланетных участках активного и пассивного полёта КА может быть представлена в гелиоцентрической системе отсчёта как динамическая система вида

$$\frac{dr}{dt} = V,$$

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{\mu_c}{r^3} r,$$

где $r = (r_x, r_y, r_z)^T$ – радиус-вектор КА;
 $V = (V_x, V_y, V_z)^T$ – вектор его скорости;
 μ_C – гравитационный параметр Солнца;
 t – время полёта.

В соответствии с методом точечных сфер действия планет предполагается, что выведение КА на межпланетную траекторию с помощью «химических» разгонных блоков (РБ) осуществляется мгновенно, и начальный радиус-вектор КА $r(t_0)$, а также начальный вектор скорости $V(t_0)$ относительно гелиоцентрической системы определяются по формулам

$$r(t_0) = R(t_0), \\ V(t_0) = W(t_0) + V_\infty,$$

где $R(t_0)$, $W(t_0)$ – гелиоцентрические радиус-вектор и вектор скорости Земли на момент старта;

V_∞ – вектор асимптотической гелиоцентрической отлётной скорости КА.

Математическая модель преобразования вектора фазового состояния КА при гравиманёвре определяется относительно простыми соотношениями, суть которых хорошо видна на схеме плоского гравиманёвра, изображённой на рисунке 2 (для наглядности сфера действия планеты показана с конечными размерами).

На рисунке обозначено: $V^i(t_k^i) = V(t_i - 0)$ и $V^{i+1}(t_0^{i+1}) = V(t_i + 0)$ – векторы гелиоцентрической скорости КА в моменты непосредственно перед началом и после гравиманёвра; W_i – скорость планеты в момент проведения гравиманёвра; $V_i^- = V_\infty^-$ и $V_i^+ = V_\infty^+$ – векторы планетоцентрической скорости КА в моменты его входа и выхода из сферы действия планеты; R_π^i – высота перицентра планетоцентрической гиперболы пролёта планеты; γ^i – угол между асимптотами гиперболы.

Угол γ^i поворота планетоцентрической скорости

КА определяется величиной высоты перицентра планетоцентрической гиперболы гравиманёвра r_π^i (рисунок 2)

$$\gamma^i = 2 \arcsin \frac{1}{e}, \quad e = 1 + \frac{r_\pi \cdot V_\infty^2}{\mu_{пл}},$$

где e – эксцентриситет гиперболы;

$\mu_{пл}$ – гравитационный параметр планеты.

2.3. Методика расчёта гравитационного манёвра при повторной встрече с планетой в той же точке орбиты

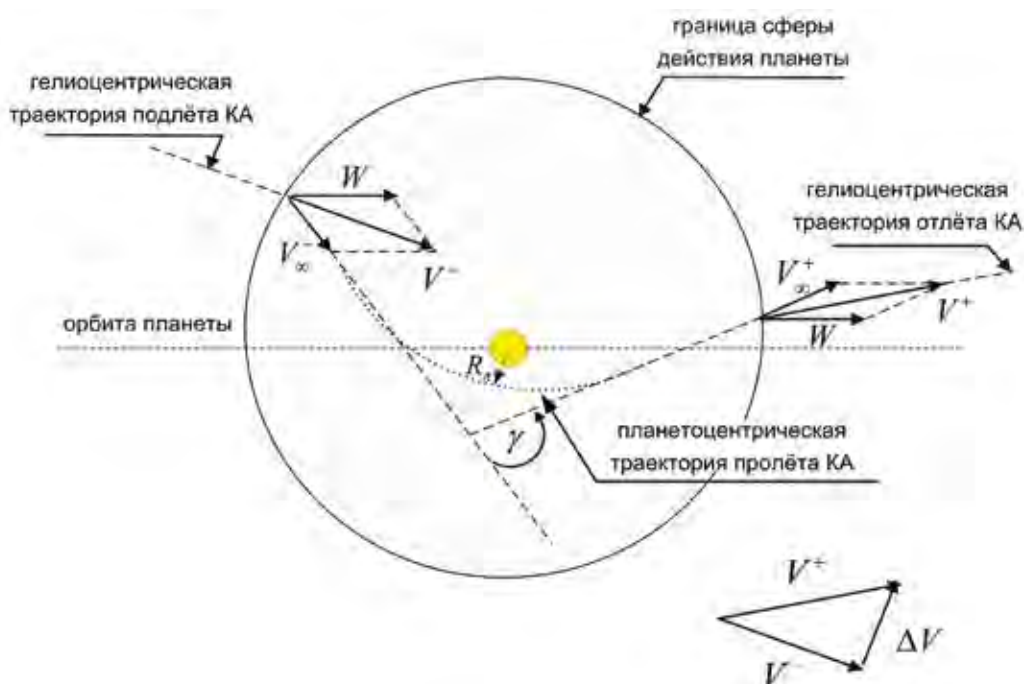
Данную методику можно применять в случае необходимости последовательного изменения параметров орбиты КА с помощью гравитационных манёвров, совершаемых у одной и той же планеты. Для этого следующий облёт планеты организуется в той же точке орбиты. Однако, как уже отмечалось, такой участок траектории невозможно описать с помощью уравнения Ламберта из-за коллинеарности начального и конечного радиус-векторов.

Для расчета участка траектории, отвечающей требованию повторной встречи с заданной планетой в той же точке, необходимо определить длительность данного участка траектории и вектор гелиоцентрической скорости КА после совершения им гравиманёвра.

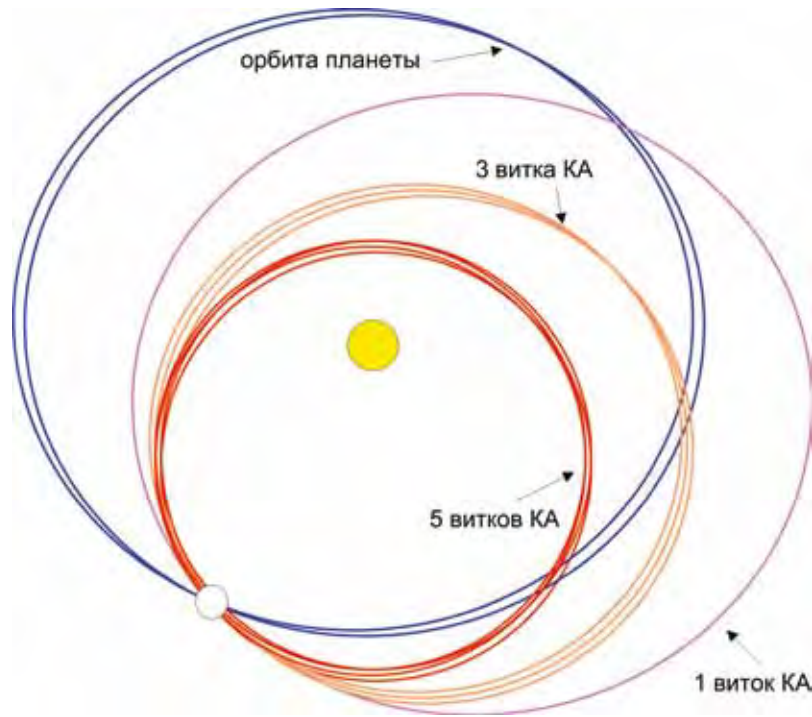
Если КА пассивно вращается вокруг Солнца по своей орбите с некоторым периодом $T_{КА}$, то для описания условия повторной встречи КА с той же планетой необходимо использовать уравнение вида

$$T_{пл} \cdot n_{пл} = T_{КА} \cdot n_{КА},$$

где $T_{пл}$ – период обращения планеты вокруг Солнца;



рисунк 2. Схема плоского гравиманёвра



рисунк 3. Изменение периода обращения КА

$n_{пл}$ – количество полных витков планеты;
 $T_{КА}$ – период обращения КА вокруг Солнца;
 $n_{КА}$ – количество полных витков КА.

При этом числа $n_{пл}$ и $n_{КА}$ должны быть натуральными.

Пример траектории полёта КА с последовательным уменьшением его периода обращения $T_{КА}$, реализуемого при помощи трех последовательных гравитационных манёвров для значений коэффициента $n_{КА}$, равного 1, 3 и 5 на соответствующих участках, представлен на рисунке 3.

Таким образом, задавшись значениями количества полных витков КА и планеты, можно определить время перелёта между одной точкой орбиты КА до последующего гравиманёвра у той же планеты

$$\tau = T_{КА} \cdot n_{КА}$$

Теперь определим ориентацию (компоненты) вектора гелиоцентрической скорости КА после совершения им гравиманёвра, отвечающего условию повторной встречи.

Подлётная асимптотическая скорость КА определяется согласно (Малышев В.В., Тычинский Ю.Д. и др., 2006)

$$V_{\infty}^{-} = V_{КА}^{-} - W,$$

где $V_{КА}^{-}$ – подлётная геоцентрическая скорость КА (рассчитывается в результате решения задачи Ламберта на участке подлёта к планете);

W – вектор скорости движения планеты по своей орбите в геоцентрической системе координат (СК) (рассчитывается из эфемерид планеты).

После совершения гравитационного манёвра параметры отлётной траектории КА могут быть определены согласно приведенным ниже формулам.

Отлётная гелиоцентрическая скорость КА

$$V_{КА}^{+} = V_{\infty}^{+} + W.$$

Большая полуось орбиты КА

$$a = \frac{\mu}{\frac{2 \cdot \mu}{r} - V_{КА}^{+2}}.$$

Период орбиты КА

$$T = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}.$$

Вектор отлётной асимптотической скорости V_{∞}^{+} получим в результате поворота вектора подлётной асимптотической скорости V_{∞}^{-} при облёте планеты на угол гравитационного манёвра γ .

В результате гравиманёвра вектор отлётной гелиоцентрической скорости КА должен быть сформирован таким образом, чтобы период T удовлетворял условию минимизации функции $f(\gamma)$

$$\min_{\text{var } \gamma} f(T_{\text{зад}} - T(\gamma)), \text{ при } \gamma \in [-\gamma_{\max}; \gamma_{\max}]. \quad (4)$$

Данное условие выполняется путём применения одного из методов математического программирования (например, дихотомии) (Усачов В.Е. и др., 2007).

Таким образом, выполнив (4), получим вектор отлётной гелиоцентрической скорости КА $V_{КА}^{+}$, соответствующий $T_{КА}$, и тем самым окончательно сформируем орбиту КА.

При помощи описанной методики может быть определен не только период, но и другие элементы орбиты на заданном участке полёта.

Для миссии «Интергелио-Зонд» эта методика была адаптирована для решения задачи по уменьшению радиуса перигелия и увеличению наклона орбиты КА.

2.4. Методика оценки массы КА по этапам полета

Для проведения расчетов массы КА по этапам полёта необходимо задаться определенной схемой деления КА и составом средств выведения. Наиболее часто применяется такая последовательность выведения КА на межпланетные траектории:

- КА в составе головного блока (ГБ – связка КА и РБ) с помощью ракеты-носителя (РН) выводится сначала на опорную орбиту ИСЗ;
- РБ выполняет маневр разгона КА на отлетную траекторию, после чего отделяется;
- дальнейший полет КА осуществляет самостоятельно, т.е. остальные маневры совершаются с помощью его ДУ и топлива из его баков.

Исходя из этой идеологии схемы построения маневров, массовые характеристики КА на соответствующем этапе могут быть рассчитаны для предварительных оценок согласно приведенной ниже методике (Левантовский В.И., 1980).

Конечная масса ГБ после реализации манёвра разгона с опорной орбиты ИСЗ на межпланетную траекторию рассчитывается согласно формуле Циолковского

$$M_K^{ГБ} = M_0^{ГБ} \cdot e^{-\frac{\Delta V_{РАЗГ}}{c}}, \quad (5)$$

где $M_K^{ГБ}$ – масса ГБ после реализации манёвра;

$M_0^{ГБ}$ – начальная масса ГБ;

$\Delta V_{РАЗГ}$ – скорость разгона с опорной орбиты ИСЗ;

c – скорость истечения газов из сопла двигателя РБ

$$c = P_{уд}^{РБ} \cdot g_0,$$

где $P_{уд}^{РБ}$ – удельный импульс ДУ РБ;

g_0 – ускорение свободного падения на экваторе Земли, равное 9.80665 м/с².

Масса топлива на реализацию отлетного манёвра представляет собой разность масс ГБ до и после проведения включения ДУ РБ, при этом она не должна превышать предельную заправку топливом баков ДУ РБ

$$M_T^{РБ} = M_0^{ГБ} - M_K^{ГБ} (M_T^{РБ} < M_{T\max}^{РБ}).$$

После отработки импульса выведения РБ отделяется, и масса КА становится равной

$$M_O^{КА} = M_K^{ГБ} - M_K^{РБ},$$

что представляет собой начальную массу КА на отлётной гиперболической траектории.

Все остальные маневры согласно схеме полета выполняются на ДУ КА. Масса КА в ходе дальнейшего полета рассчитывается так же согласно формуле Циолковского (5), только вместо $\Delta V_{РАЗГ}$ нужно подставить характеристическую скорость данного маневра $\Delta V(i = 1, \dots, N)$ (где N – число маневров в рассматриваемой схеме полета), а вместо удельного импульса ДУ РБ – аналогичную характеристику ДУ КА

$$M_{Ki}^{КА} = M_{0i}^{КА} \cdot e^{-\frac{\Delta V_i}{P_{уд}^{КА} \cdot g}}.$$

Затраты топлива, необходимого на выполнение активных манёвров, должны удовлетворять объёму ба-

ков КА

$$M_T^{КА} = M_0^{КА} - M_K^{КА} (M_T^{КА} < M_{T\max}^{КА}).$$

2.5. Методика выбора оптимальной баллистической схемы миссии из множества сформированных модельных вариантов

Согласно поставленной оптимизационной задаче математическая её трактовка будет выглядеть следующим образом

$$\min_{t_{СТ}, t_{ГМ_i}, \gamma_i} [\Delta V_{РАЗГ}(t_{СТ}, t_{ГМ_i}) + \sum_{i=1}^N \Delta V_{ГМ_i}(t_{СТ}, t_{ГМ_i}, \gamma_i)], \quad i = 1 \dots N, \quad (6)$$

где $t_{СТ}$ – дата старта с Земли;

$t_{ГМ_i}$ – дата проведения i -го гравиманёвра;

γ_i – угол поворота вектора скорости при i -м гравиманёвре у планеты;

$\Delta V_{РАЗГ}$ – скорость разгона КА с опорной орбиты ИСЗ;

$\Delta V_{ГМ_i}$ – скорость собственной ДУ КА при проведении i -го гравиманёвра.

Поскольку (6) представляет собой целевую функцию, зависящую от вектора параметров $(t_{СТ}, t_{ГМ_i}, \gamma_i)$, $i = 1 \dots N$, то задача её минимизации решается одним из методов математического программирования, например, простым градиентным методом (Усачов В.Е. и др., 2007).

3. Пример выбора оптимальной траектории полета в корону Солнца

В качестве примера представлены баллистические расчеты для КА «Интергелио – Зонд» в варианте с использованием ЖРДУ.

3.1. Вариант гелиоцентрического участка полета

Ниже приведен вариант схемы полета КА при старте с Земли в 2017 году. Был рассмотрен вариант с такой последовательностью гравиманёвров у планет: Венера–Земля–Земля–Венера–Венера–Венера.

Данная траектория имеет следующие характеристики:

- радиус перигелия конечной околосолнечной орбиты – $65.0 R_{\text{Солнца}}$;
- длительность перелёта – 4.9 лет;
- асимптотическая скорость отлета КА от Земли (при старте) – 3.13 км/с;
- суммарная характеристическая скорость, сообщаемая КА посредством собственной ДУ при гравиманёврах – 0.13 км/с;
- наклонение конечной околосолнечной орбиты к плоскости эклиптики – 17° ;
- количество гравиманёвров – 6;
- дата старта – 03.01.2017.

Параметры каждого из гравиманёвров представле-

ны в таблице. В таблице обозначено: n – количество полных пассивным витков КА вокруг Солнца перед гравиманёвром; ΔV – импульс скорости, сообщаемый КА с помощью двигательной установки во время гравиманёвра.

Результаты моделирования траектории представлены на рисунке 4, где точками отмечены моменты старта и проведения гравитационных манёвров (ГМ).

3.2. Выведение КА на гелиоцентрическую траекторию

Запуск КА будет производиться с Байконура по трассе, соответствующей наклонению 51.8 градусов. Выведение на отлетную от Земли траекторию осуществляется с помощью РН «Союз-2/1б» и МДУ КА.

Схема выведения приведена на рисунке 5.

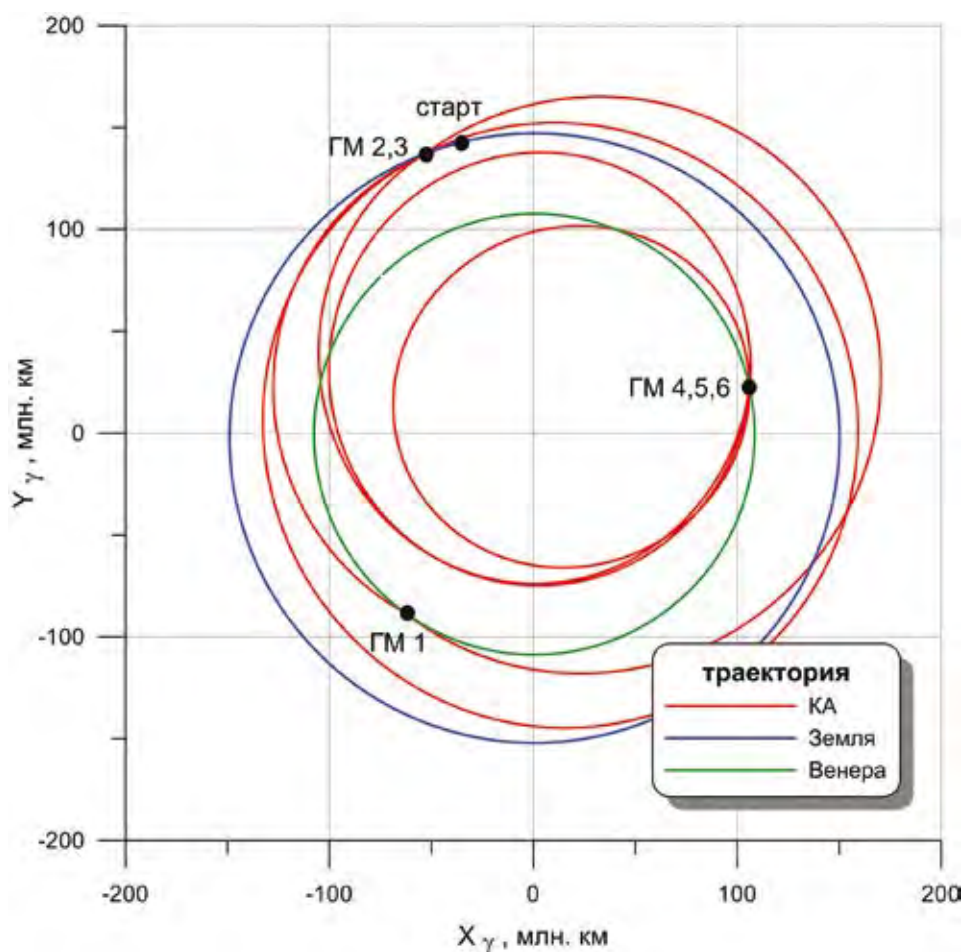
3.3. Баллистическая оценка массы КА

Приведенные ниже оценки были выполнены при следующих исходных данных:

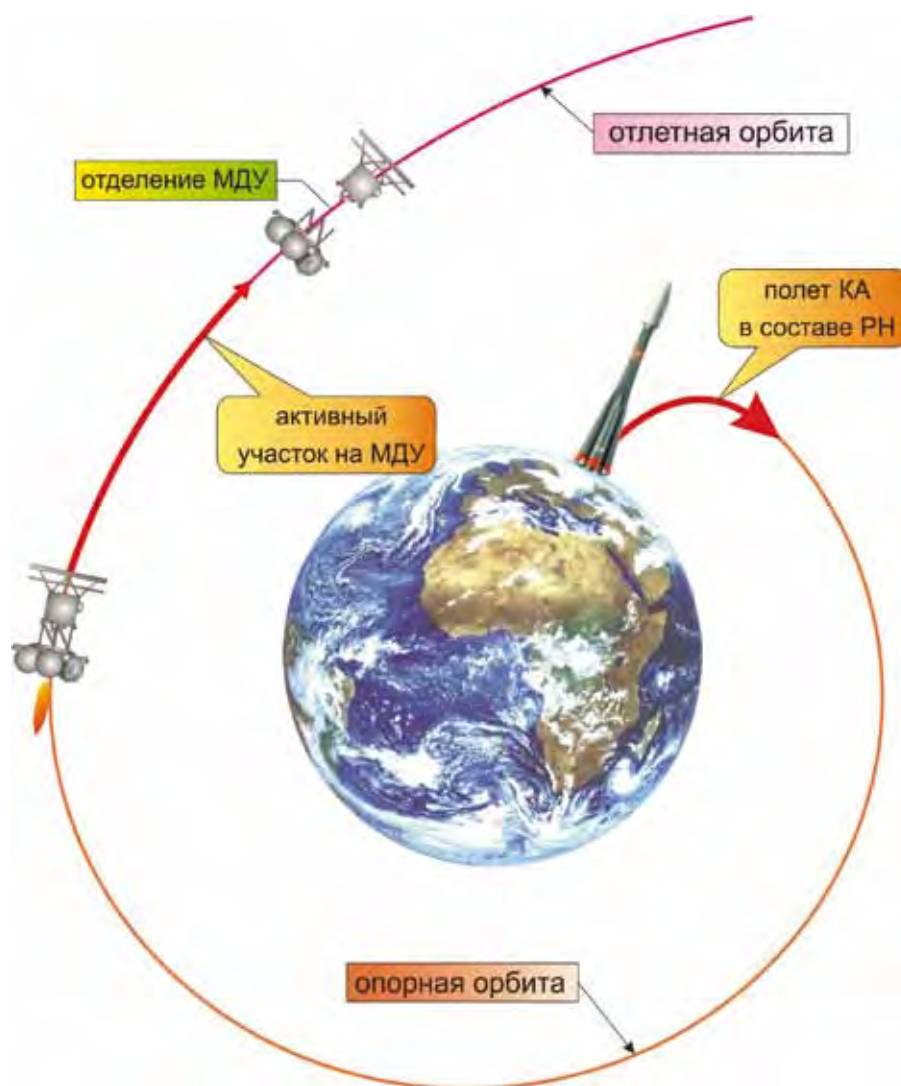
- Начальная масса КА на опорной орбите, не более 8120 кг.
 - Тяга МДУ 2024 кг.
 - Удельная тяга МДУ 333.2 с.
 - Масса МДУ при отделении 802 кг.
 - Предельная заправка баков МДУ 5600 кг.
 - Удельная тяга ДУ перелетного модуля (ПМ) 306 с.
 - Суммарная тяга ДУ ПМ (четыре двигателя) 140 кг.
- Предельная заправка включает в себя рабочее

таблица – Параметры гравиманёвров

№ гравиманёвра	планета	дата	n	ΔV , км/с
1	Венера	25.04.2017	0	0.08
2	Земля	11.01.2018	1	0
3	Земля	12.01.2019	0	0.05
4	Венера	26.05.2019	1	0
5	Венера	05.01.2020	4	0
6	Венера	09.11.2021	5	0



рисунк 4. Гелиоцентрическая траектория КА



рисунк 5. Схема участка выведения

топливо (РТ), гарантийный запас (ГЗ) и невырабатываемые остатки (НО). Масса отделяемой МДУ включает в себя конструкцию, ГЗ и НО. Также необходимо предусмотреть топливо в баках ПМ, предназначенное для коррекций межпланетной траектории, предназначенных для создания необходимых условий при управляемом пролете Земли и Венеры. Согласно предварительным оценкам суммарная характеристическая скорость коррекций будет равна ~ 400 м/с.

Масса КА на различных этапах полета приведена ниже. Начальная масса ГБ на опорной орбите выбиралась таким образом, чтобы обеспечить максимально возможную массу КА на отлетной орбите. При этом учитывалось ограничение на максимальную заправку баков МДУ и ПМ:

- Начальная масса КА на опорной орбите 8120 кг.
- Масса РТ для выведения на отлетную орбиту 5530 кг.
- Масса КА на перелетной орбите 1536 кг.
- Масса РТ, необходимого для коррекции межпланетного участка траектории и активных гравиманёвров 191 кг.
- Масса КА на рабочей орбите 1345 кг.

закключение

Рассмотренная в статье методика формирования баллистических схем полёта в окосолнечное пространство позволяет определять оптимальные характеристики траектории КА. Применение методики продемонстрировано на примере перспективной российской космической миссии «Интергелио-Зонд».

список литературы

Левантовский В.И. Механика космического полета // М.: Наука, 1980. С. 22-27.

Малышев В.В., Пичхадзе К.М., Усачов В.Е. Системный анализ вариантов миссии и синтез программы прямых исследований ближайшего окосолнечного пространства. М.: Изд-во МАИ, 2006. С. 5.

Малышев В.В., Пичхадзе К.М., Усачов В.Е., Тычинский Ю.Д. Методы и алгоритмы синтеза и оптимизации вариантов миссии в ближайшее окосолнечное пространство. М.: Изд-во МАИ, 2006. С. 24-91.

Усачов В.Е. Методы оптимизации организационно-технических систем. М.: Изд-во МАИ, 2007. С. 77-79.

Статья поступила в редакцию 18.04.2012 г.

ЭТАП ОСНОВНОГО ТОРМОЖЕНИЯ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ МЯГКОЙ ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ КАК ОДИН ИЗ ВИДОВ КОРРЕКЦИИ ТРАЕКТОРИИ

MAIN BRAKING PHASE FOR SOFT MOON LANDING AS A FORM OF TRAJECTORY CORRECTION



В.Н. Лихачев,
кандидат технических наук*,
fed_vp@laspace.ru;
V.N. Likhachev



Ю.Г. Сихарулидзе,
доктор технических наук, Учреждение РАН «ИПМ им. М.В. Келдыша»,
Россия, г. Москва,
sikh@kiam1.rssi.ru;
Yu.G. Sikharulidze



В.П. Федотов*,
fed_vp@laspace.ru;
V.P. Fedotov**

Представлено обоснование схемы торможения КА, совершающего мягкую посадку на поверхность Луны. В связи с наличием большого перепада высот поверхности по трассе торможения в приполярных областях Луны предлагается выполнять основное торможение как один из видов выдачи импульса коррекции траектории без использования высотомера. На основе решения «краевой задачи» и статистических расчетов представлены возможные энергетические затраты и характеристики области рассеивания этого этапа, что позволяет провести выбор оптимальной тяговооруженности КА на этом этапе.

Ключевые слова: двигатель торможения; рельеф поверхности; управление траекторией; регулирование тяги; программное управление.

ВВЕДЕНИЕ

Для выполнения мягкой посадки на поверхность Луны необходимо переместить КА из какой-то точки предпосадочной орбиты на поверхность Луны. При этом в момент контакта любой из посадочных опор с поверхностью вертикальная скорость КА должна быть снижена до достаточно малых значений, порядка 2,5...3 м/с, отклонение продольной оси КА от вертикали не должно превышать 7...10 градусов, а остаточная горизонтальная скорость КА не должна

The article presents justification of SC braking profile for soft landing on the Moon surface, including the following four phases: main braking, free fall, repeated braking, descent with constant speed. In connection with substantial altitude differential over the braking path at near-polar areas of Moon, it is proposed to perform the main braking as one of the types of trajectory correction impulses with no use of altimeter. Based on the statistic calculations potential energy expenditures and spread areas' characteristics are provided for this phase that enables to choose the optimal SC thrust-to-weight ratio for the phase.

Key words: braking engine; surface relief; trajectory control; thrust adjustment; program control.

превышать 1 м/с. При таких параметрах конструкция посадочного устройства позволяет сохранить устойчивое положение КА на грунте и обеспечить дальнейшее функционирование КА и его полезной нагрузки на поверхности Луны.

Для проведения торможения и мягкой посадки КА на поверхность «лунных морей» в начале 80-х годов в качестве измерительных средств использовались: гироскопические средства измерения углового движе-

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

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

ния, акселерометрические средства для измерения характеристической скорости, высотомер, а на заключительных этапах – доплеровская аппаратура измерения скорости и высоты. В качестве средства торможения использовался двигатель с глубоким дросселированием тяги. Торможение КА происходило в четыре этапа:

- на первом этапе осуществлялось основное торможение с выходом КА на высоту порядка 2 км при величине конечной скорости, не превышающей 20 м/с;
- на втором этапе КА находился в свободном падении с одновременным разворотом продольной оси к направлению гравитационной вертикали;
- на третьем этапе проводилось повторное – более точное – торможение с использованием информации доплеровской аппаратуры и управления двигателем в широком диапазоне его тяги;
- на четвертом этапе осуществлялся спуск с постоянной скоростью.

При этом на этапе основного торможения использовалось управление с тремя программами:

- изменения угла ориентации вектора тяги в виде линейной функции от времени;
- изменения кажущейся скорости от времени;
- изменения высоты полета в функции кажущейся скорости.

Наиболее простое решение задачи торможения соответствует применению двигателя с постоянной тягой. В этом случае близким к оптимальному является торможение с линейным изменением угла ориентации вектора тяги в инерциальном пространстве (*Баллистика и наведение летательных аппаратов*, 2011). Программа ориентации – угол начального отклонения от гравитационной вертикали и угловая скорость его склонения должны выбираться такими, чтобы к моменту достижения заданного вектора скорости высота полета была равна прицельной высоте начала последующего этапа. Программные значения определяются из решения «краевой задачи», где исходными являются параметры орбитального движения в точке схода с предпосадочной орбиты, а конечными – требуемая высота начала второго этапа и заданный вектор скорости движения по завершении основного торможения.

Для снижения отклонений по скорости движения КА поддерживалась заданная от времени программа изменения кажущейся скорости путем регулирования тяги в сравнительно небольших пределах, порядка 5...7%, от номинального уровня тяги. Тем самым в среднем поддерживалось номинальное изменение кажущегося ускорения от времени.

Для компенсации отклонений высоты полета от программы её изменения за счет изменения высоты рельефа по трассе полета и за счет ошибок ориентации вводилось небольшое – до 7...10° изменение угла тангажа от его программного значения.

Указанный способ управления с тремя программами позволял над сравнительно равнинными участками поверхности Луны обеспечить основное торможение с точностью по высоте порядка ± 900 м и до ± 20 м/с по скорости в момент завершения основного торможения.

Последующий участок свободного падения использовался для переориентации продольной оси КА в вертикальное положение, когда вступала в действие доплеровская аппаратура измерения. После того как она входила в радиолокационный контакт с поверхностью, система управления получала информацию об истинной высоте и скорости движения КА относительно поверхности Луны.

На основе этой информации осуществлялся третий этап полета – повторное торможение. Оно выполнялось на основе регулирования тяги относительно программного значения скорости. Программное значение вырабатывалось как функция высоты и соответствовало постоянному значению ускорения, развиваемого двигателем на этом этапе. Отклонение измеренного значения скорости от программного парировалось соответствующим изменением тяги двигателя торможения. Снижение горизонтальной скорости полета происходило за счет отклонения вектора тяги от гравитационной вертикали на угол, пропорциональный величине проекции горизонтальной скорости. Минимальная длительность повторного торможения составляла порядка 7...10 секунд, поэтому для завершения всех переходных процессов вводился заключительный этап – спуск с постоянной скоростью.

На этом этапе работал специальный двигатель, который создавал тягу, уравнивающую «лунный вес» КА, с небольшим диапазоном её регулирования.

В чем отличие торможения для мягкой посадки в «лунные моря» от посадки в приполярные области Луны? Все отличия диктуются в основном характером поверхности Луны. «Лунные моря» имеют сравнительно ровную поверхность с небольшими возвышенностями или кратерами. Отклонения по высоте от программных значений парировались за счет изменения вертикальной скорости путем изменения угла отклонения вектора тяги двигателя торможения от оптимальной ориентации. Так как среднее ускорение торможения из условий оптимальности составляет 6...8 м/с², а угол отклонения ограничивается 7...10 градусами, то интенсивность изменения вертикальной скорости движения КА за счет управления не превышала 1 м/с², что говорит о большой инерционности процесса управления высотой. В силу этой инерционности даже сравнительно небольшие отклонения по высоте рельефа приводили к значительному рассеиванию высоты окончания основного торможения порядка 500...900 м.

Рельеф поверхности в приполярных районах Луны характеризуется весьма большими перепадами высот – до 6...8 км на сравнительно небольших удалениях. Можно было бы в программе изменения высоты учесть изменения фактической высоты рельефа поверхности по номинальной трассе полета. То есть для каждой расчетной точки посадки разрабатывать и реализовывать индивидуальную программу управления. Однако смещение трассы полета вдоль или поперек номинальной трассы приводит к существенной, до 2 км, погрешности в отклонении истинной высоты от программной.

Кроме того, использование импульсного высотомера

ра с широкой диаграммой направленности приведет к измерению высоты, соответствующей не подспутниковой точке, а ближайшей вершине горного образования, в результате чего возрастут методические ошибки в измерении высоты. При использовании лазерного высотомера его узкий луч из-за ошибок угловой стабилизации КА или привода его поворота может также существенно отклоняться от подспутниковой точки. И в том и в другом случае контур управления высотой будет иметь шумовую компоненту в измерениях порядка сотен метров, т.е. одного порядка с требуемой точностью управления. Это приводит к отклонению конечной высоты от расчетной и к увеличению конечной вертикальной скорости до 35 м/с. Поэтому при проведении торможения для мягкой посадки в приполярные области Луны предлагается вообще отказаться от измерений высоты и ограничиться расчетом рассеивания области окончания основного торможения.

Решение «краевой задачи» и оптимизация параметров основного торможения

Вполне естественно, что для доставки на поверхность Луны максимально возможной массы полезной нагрузки необходимо минимизировать расход топлива при проведении торможения. Выбор соответствующих параметров схемы торможения и конструктивных параметров КА требует многопараметрической многоступенчатой оптимизации. При этом в качестве оптимизируемых параметров рассматриваются параметры предпосадочной орбиты, тяга двигателя торможения, его удельный импульс, способ подачи топлива, массовые характеристики конструкции емкости топлива, состав измерительных средств системы управления, способ управления торможением и, наконец, соображения безопасности с точки зрения несоударения КА с неровностями поверхности в процессе торможения.

Первым шагом в оптимизации является определение параметров программы ориентации вектора тяги на основе решения «краевой задачи». Введем так называемую начальную стартовую систему координат (рисунок 1).

Ось ОХ направим от центра Луны к КА на момент включения тормозного двигателя. Ось ОУ поместим в плоскость орбиты перпендикулярно оси ОХ и направим её в сторону вектора скорости КА. Ось ОZ дополняет систему координат до правой. В этой системе координат уравнения движения КА в процессе торможения с постоянной тягой в центральном поле тяготения Луны могут быть записаны в следующем виде (*Основы теории полета космических аппаратов*, 1972).

$$\begin{aligned}dV_x/dt &= W \cos(\nu) - g \cos(\varphi), \\dV_y/dt &= W \sin(\nu) - g \sin(\varphi), \\dx/dt &= V_x, \\dy/dt &= V_y, \\d\varphi/dt &= V_n/R, \\dm/dt &= -P/Pud, \\dV_{xar}/dt &= W,\end{aligned}$$

где $W = P/m$;

$$V_r = V_x \cos(\varphi) + V_y \sin(\varphi);$$

$$V_n = -V_x \sin(\varphi) + V_y \cos(\varphi);$$

$$V^2 = (V_r)^2 + (V_n)^2;$$

$$\Theta = \arctg(V_n/V_r);$$

$$R^2 = X^2 + Y^2; h = R - R_0;$$

$$g = g_n (R_0/R)^2;$$

V , V_x , V_y – модуль скорости движения КА и её проекции; W – ускорение, создаваемое двигателем торможения;

ν – угол отклонения вектора тяги от гравитационной вертикали;

φ – угловая дальность вдоль сферической поверхности Луны;

Θ – угол наклона траектории относительно гравитационной вертикали;

R , X , Y – модуль радиус-вектора «центр Луны–КА» и его проекции;

R_0 – средний радиус поверхности Луны, равный 1738,4 км;

h – высота полета КА;

φ – угловая дальность вдоль поверхности Луны;

m – масса КА;

P – тяга двигателя торможения;

Pud – удельный импульс двигателя торможения;

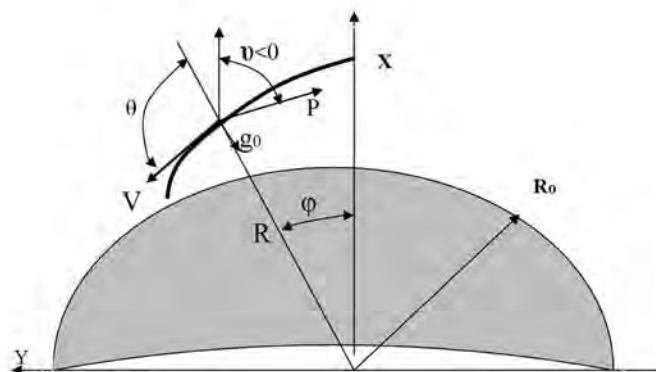
g_n – ускорение свободного падения на поверхности Луны;

V_{xar} – характеристическая скорость торможения.

Решение «краевой задачи» сводится к многократному интегрированию представленной системы уравнений. Цель решения заключается в определении такого начального угла ориентации вектора тяги относительно оси ОХ начальной стартовой системы координат и скорости егоклонения, которые переводят КА на поверхность Луны с заданными конечными параметрами из заданной точки предпосадочной орбиты.

Результаты решения «краевой задачи» при вариации начальной массы КА, тяги и удельной тяги двигателя для различных значений аномалии точки схода с орбиты представлены на рисунках 2...7 и в таблицах 1...4.

Зависимость характеристической скорости торможе-



рисунки 1. Начальная стартовая система координат и параметры движения на этапе основного торможения

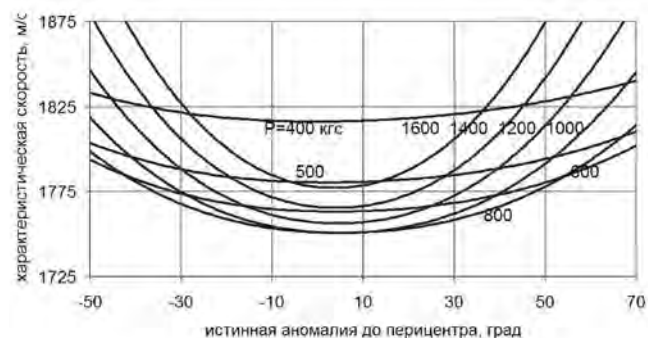
ЭТАП ОСНОВНОГО ТОРМОЖЕНИЯ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ МЯГКОЙ ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ КАК ОДИН ИЗ ВИДОВ КОРРЕКЦИИ ТРАЕКТОРИИ

ния от истинной аномалии точки схода с орбиты, имеющей перицентр 18 км и апоцентр 100 км, для уровня тяги двигателя торможения от 400 до 1600 кгс при начальной массе КА 1600 кг представлена на рисунке 2.

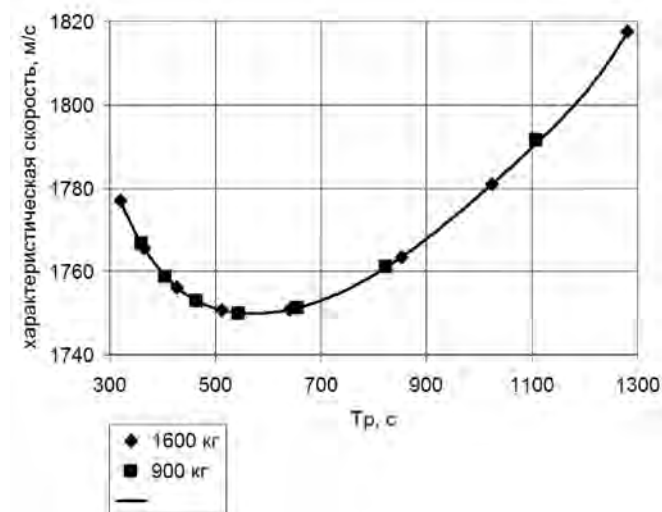
Анализ этой зависимости показывает, что для данной орбиты торможение и перевод КА на поверхность Луны с нулевой конечной скоростью могут быть выполнены практически из любой точки орбиты. При этом минимум характеристической скорости торможения соответствует точке схода вблизи перицентра орбиты. Его значение близко к 1750 м/с. Сам минимум располагается на довольно пологом протяженном участке возможных значений истинной аномалии, так что в диапазоне истинных аномалий точки схода от -16° (до перицентра) до $+7^\circ$ (после прохождения перицентра) увеличение характеристической скорости относительно минимума не превышает 2 м/с.

Коль скоро имеют место очень пологие экстремумы по истинной аномалии, то для дальнейших расчетов было принято, что истинная аномалия точки схода с орбиты равна угловой дальности трассы торможения. В этом случае торможение заканчивается в точке поверхности Луны, находящейся под перицентром предпосадочной орбиты.

Все параметры основного торможения однозначно определяются величиной критерия $T_p = m_0 (P_{уд}/P) -$



рисунк 2. Затраты характеристической скорости на торможение КА с начальной массой 1600 кг



рисунк 3. Минимальные энергетические затраты основного торможения

«периода полного сгорания КА», т.е. гипотетической длительности работы двигателя торможения до полного выгорания топлива, если бы вся масса КА состояла только из топлива. Этот критерий учитывает и начальную массу КА, и тягу двигателя торможения, и скорость убывания массы.

На рисунке 3 представлена зависимость энергетических затрат в функции периода полного сгорания в предположении, что точка схода с предпосадочной орбиты соответствует окончанию торможения под её перицентром.

Отсюда видно, что, кроме экстремума характеристической скорости по аномалии точки схода, явно существует её минимум по периоду полного сгорания. Для рассматриваемой предпосадочной орбиты отличие характеристической скорости от экстремального значения меньше чем на 2 м/с соответствует диапазону $T_p = 500 \dots 650$ с. То есть для начальной массы 1600 кг при удельной тяге двигателя торможения 320 с расход топлива практически одинаков при тяге от 800 до 1000 кгс, а для массы 900 кг — от 450 до 575 кгс. При этом для оптимального диапазона начальное значение ускорения от двигателя торможения равно $5 \dots 6$ м/с², а в момент завершения торможения — $8,5 \dots 10,5$ м/с².

Для проектных работ важным параметром является отношение конечной массы КА (m_k) к его начальной массе (m_0) — $\mu = m_k/m_0$. Это значение в функции периода полного сгорания представлено в таблице 1.

Максимальное значение этого отношения равно 0,5727 при $T_p = 544$ с, а в диапазоне $T_p = 464 \dots 640$ оно не меньше 0,572.

Программа ориентации также полностью определяется указанным критерием. На рисунках 4 и 5 представлена зависимость начального угла ориентации вектора тяги (угла тангажа) и угловой скорости егоклонения.

При этом в районе экстремума начальный угол отклонения от гравитационной вертикали составляет минус $105 \dots 98^\circ$, а скорость егоклонения — $0,15 \dots 0,2^\circ/\text{с}$. Зависимость угловой дальности трассы торможения ϕ представлена на рисунке 6. В районе экстремума дальность составляет $6,5 \dots 8^\circ$.

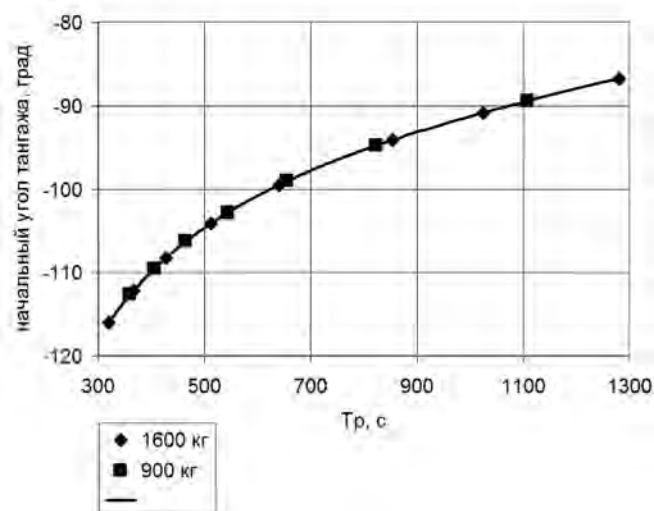
Представленные выше материалы свидетельствуют о том, что задача торможения КА от схода с орбиты до его перевода на поверхность Луны может быть выполнена с минимальными затратами топлива в определенном диапазоне тяги тормозного двигателя. Максимальная конечная масса КА при этом может составлять порядка 0,572 от его начальной массы на предпосадочной орбите.

Рассмотрим влияние на конечную массу других параметров. К таковым можно отнести параметры предпосадочной орбиты. Наибольшее влияние на энергетику торможения оказывает высота перицентра орбиты. В таблице 2 представлено изменение характеристической скорости основного торможения и отношение конечной массы к начальной при вариации высоты перицентра.

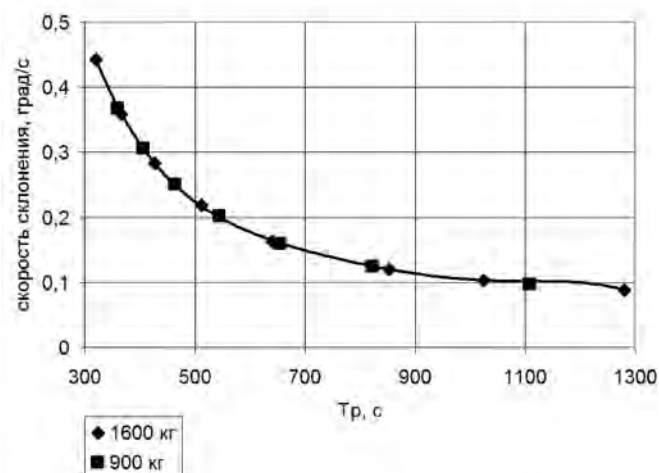
Материалы таблицы показывают, что переход на меньшие значения высоты перицентра снижает

таблица 1 – Энергетические затраты и конечная масса основного торможения

Тр, с	начальная масса 1600 кг		начальная масса 900 кг		
	V _{хар} , м/с	μ	Тр,с	V _{хар} , м/с	μ
1280	1817,5	0,5605	1108	1791,5	0,5651
1024	1780,9	0,5670	823	1761,0	0,5706
853	1763,5	0,5702	655	1751,2	0,5724
640	1750,8	0,5725	544	1749,9	0,5727
512	1750,6	0,5725	464	1752,9	0,5721
427	1756,2	0,5715	406	1758,7	0,5711
366	1765,4	0,5699	360	1766,6	0,5696
320	1777,1	0,5677			

**рисунки 4.** Программное значение начального угла тангажа

энергетические затраты на торможение и сдвигает экстремум по характеристической скорости в сторону меньших значений периода полного сгорания, что требует увеличения тяговооруженности КА. Однако переходить на меньшие значения перицентра опасно. Снижение высоты перицентра приводит к большей эволюции предпосадочной орбиты ввиду большего влияния местных аномалий гравитационного поля Луны, что ухудшает точность прогноза. При посадке в приполярных областях Луны встречаются образования рельефа поверхности, имеющие значительные

**рисунки 5.** Скорость программного склонения угла тангажа

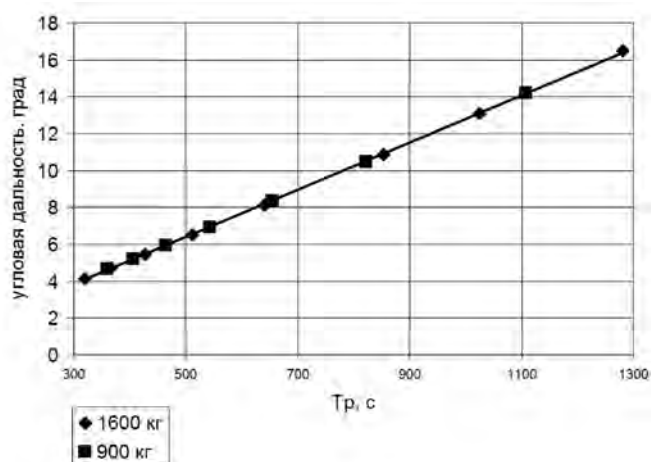
превышения над высотой расчетной точки посадки. Кроме того, это может привести к соударению КА с поверхностью в нерасчетной точке. Поэтому выбор высоты перицентра орбиты должен производиться в диапазоне 15...18 км после тщательного анализа эволюций предпосадочной орбиты, оценки точности прогноза и исключения соударения КА с поверхностью для всех возмущенных траекторий торможения.

Рассмотрим условия ориентации КА в момент завершения основного торможения, т.е. угла отклонения вектора тяги от гравитационной вертикали, представленного на рисунке 7.

таблица 2 – Энергетические и массовые затраты этапа основного торможения в функции высоты перицентра предпосадочной орбиты

Тр, с	характеристическая скорость основного торможения, м/с				конечная масса КА после основного торможения			
	высота перицентра, км				высота перицентра, км			
	12	15	18	20	12	15	18	20
320	1741,8	1756,0	1777,1	1791,2	0,5742	0,5712	0,5677	0,5652
366	1737,2	1750,2	1765,4	1776,7	0,5750	0,5726	0,5699	0,5678
427	1734,5	1744,5	1756,2	1765,0	0,5755	0,5737	0,5715	0,5699
512	1734,5	1741,9	1750,4	1757,1	0,5755	0,5741	0,5725	0,5714
640	1739,3	1744,7	1750,8	1755,4	0,5746	0,5736	0,5725	0,5717
853	1755,6	1759,3	1763,5	1765,5	0,5716	0,5710	0,5702	0,5697
1024	1774,5	1777,6	1780,9	1783,4	0,5682	0,5677	0,5670	0,5666
1280	1812,0	1814,6	1817,5	1819,5	0,5615	0,5610	0,5605	0,5601

ЭТАП ОСНОВНОГО ТОРМОЖЕНИЯ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ МЯГКОЙ ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ КАК ОДИН ИЗ ВИДОВ КОРРЕКЦИИ ТРАЕКТОРИИ



рисунк 6. Угловая дальность трассы основного торможения

Отклонение продольной оси КА от гравитационной вертикали в момент завершения торможения в районе экстремума характеристической скорости существенно отличается от нуля и составляет минус 60...65 градусов. Причем на предпосадочной орбите нет ни одной точки и нет такого уровня тяги, которые удовлетворяли бы необходимым условиям ориентации на момент контакта КА с поверхностью. Для достижения нулевого угла отклонения продольной оси от местной гравитационной вертикали в момент контакта с поверхностью можно использовать такой способ:

- необходимо задать положительное значение прицельной высоты окончания основного торможения;
- в режиме свободного падения после завершения торможения выполнить переориентацию продольной оси КА к местной гравитационной вертикали;
- вновь включить двигатель и совершить повторное торможение набранной в свободном падении скорости;
- значение прицельной высоты должно быть равно сумме перепада высоты за счет свободного падения и повторного торможения.

Для минимизации затрат топлива на повторном торможении переориентацию КА следует производить с максимально возможной угловой скоростью,

например 5 °/с. С учетом длительности набора и гашения угловой скорости длительность участка свободного падения составит не менее $\Delta t = 13...15$ с. За это время вследствие притяжения Луны произойдет увеличение скорости снижения на 21...24,3 м/с. При нулевой скорости снижения в момент завершения этапа основного торможения к моменту вертикализации траектории КА снизится на высоту 136...190 м, а в процессе повторного торможения – ещё на 70 м. При этом затраты характеристической скорости на повторное торможения составят порядка 30 м/с.

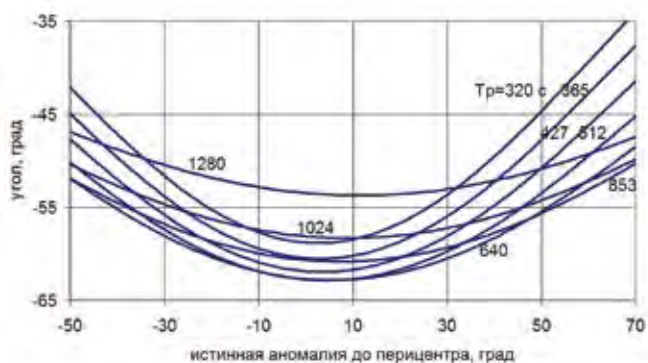
Таким образом, для выполнения условия вертикальной ориентации в момент контакта КА с поверхностью, как и при выполнении предыдущих посадок, схема торможения должна содержать еще этап свободного падения с вертикализацией продольной оси и этап повторного торможения. Вполне естественно, что эти этапы будут выполняться при наличии ошибок по высоте и по составляющим скорости движения за счет влияния на процесс основного торможения допусков на характеристики КА, погрешностей измерительных средств и динамических ошибок управления траекторией.

К основным возмущающим факторам можно отнести:

- отклонение начальной массы КА от расчетного значения;
- допуск на тягу двигателя торможения;
- отклонение удельного импульса двигателя от расчетного значения;
- погрешность знания параметров движения в момент включения двигателя по высоте и скорости;
- перепад высоты рельефа между точкой включения и точкой выключения двигателя;
- погрешность знания углов ориентации вектора тяги относительно гравитационной вертикали;
- «уходы» giroизмерительных средств управления движением и пр.

Для парирования влияния ошибки по высоте и составляющим скорости движения в момент окончания основного торможения на скорость контакта КА с поверхностью необходимо существенно повысить прицельную высоту окончания основного торможения, а последующий этап повторного торможения проводить в условиях адаптации к сложившимся параметрам движения на его начало.

Рассмотрим в первом приближении возможные ошибки по высоте в момент окончания основного торможения. Будем предполагать, что на борт КА по прогнозу момента включения двигателя основного торможения будет заложена информация о: начальной высоте, величине скорости движения, её ориентации, положении гравитационной вертикали и о других параметрах управления. Считаем также, что система управления работает идеально с точностью до ошибок измерения giroинерциальных средств. Кроме того, считаем, что система регулирования тяги идеально отслеживает ускорение, которое имело место в ходе решения «краевой задачи». С этой целью от двигателя потребуется в небольших пределах, порядка 5...7%, регулирование тяги для обеспе-



рисунк 7. Угол отклонения вектора тяги от гравитационной вертикали в момент завершения основного торможения

таблица 3 – Итоговые параметры основного торможения

период полного сгорания, с	1027	853	640	512	427
прицельная высота, м	3200	3000	2400	2100	2000
характеристическая скорость, м/с	1774,5	1756,8	1744	1742,8	1746,8
длительность торможения, с	442	366	273	218	182
конечное ускорение, м/с ²	5,39	6,44	8,55	10,68	12,83
СКО по высоте, м	700	582	455	390	332

чения управления ускорением в функции от времени полета. При этом за счет регулирования тяги исключается влияние на траекторию таких факторов, как:

- отклонение начальной массы КА от расчетного значения;
- допуск на тягу двигателя торможения;
- отклонение удельного импульса двигателя от расчетного значения.

При таком подходе выполнение основного торможения для посадки в приполярные области Луны (в предлагаемой постановке) аналогично выполнению импульса коррекции траектории, так как основано на прогнозе и использовании только гироскопических средств счисления параметров движения.

На основе опыта проектирования, при оценке ошибок параметров этапа основного торможения должны учитываться следующие возмущающие факторы (3σ):

- погрешность установки двигателя относительно приборной системы координат гироскопических средств измерения (порядка $9'$);
- погрешность знания начальной ориентации гироскопической системы относительно гравитационной вертикали ($15'$);
- уход нулевого сигнала гироскопической системы после калибровки ($0,0006^\circ/\text{с}$);
- отклонение масштабного коэффициента гироскопической системы при счислении изменения ориентации ($0,0005$);
- уход нулевого сигнала акселерометров ($0,001 \text{ м/с}^2$);
- точность привязки высоты расчетной точки посадки к орбите (750 м);
- отклонение по истинной аномалии точки схода с орбиты ($0,5^\circ$);
- отклонение по высоте перицентра (1 км).

Расчет рассеивания проводился методом статистических испытаний для 1000 реализаций с интегрированием той же системы уравнений движения, что и для расчета «краевой задачи», но с внесением случайных возмущающих факторов, перечисленных выше. В таблице 3 представлены итоговые параметры расчета этапа основного торможения и результаты оценки среднеквадратических отклонений высоты его окончания от прицельного значения.

Значения высоты прицеливания задавались с учетом опыта проектирования так, чтобы минимальная высота окончания этапа основного торможения была близка к 1000 м . Расчеты показали, что при увеличении прицельной высоты до 3 км характеристическая скорость основного торможения снижается на 10 м/с по сравнению с нулевой прицельной высотой, а изменение прицельной высоты в пределах $\pm 400 \text{ м}$ прак-

тически не сказывается на среднеквадратическом отклонении (СКО) высоты окончания этапа основного торможения. Можно отметить также, что чем меньше тяговооруженность КА (чем больше период полного сгорания), тем больше область рассеивания высоты.

О том, достаточна ли минимальная высота порядка 1000 м для выполнения последующих операций и какова должна быть прицельная высота окончания этапа основного торможения, можно судить только после рассмотрения задач управления на последующих двух этапах: свободного падения и повторного торможения. Их задачи, характеристики, а также методика расчета и выбора основных характеристик всех этапов торможения будут представлены в статье «Заключительные этапы торможения и методика расчета параметров управления движением КА, совершающего мягкую посадку на Луну».

заключение

Задача основного торможения состоит в перемещении КА из заданной точки предпосадочной орбиты на прицельную высоту с заданной конечной скоростью. В качестве номинальной точки схода с орбиты можно принять точку до перицентра с истинной аномалией, равной угловой дальности торможения по поверхности Луны. Программа и энергетические затраты на выполнение основного торможения определяются периодом полного сгорания – гипотетическим временем работы двигателя торможения до полной выработки, как если бы вся масса КА состояла из топлива. Минимум затрат характеристической скорости на основное торможение с орбиты $18 \times 100 \text{ км}$ соответствует периоду полного сгорания порядка 560 с и составляет $1742,4 \text{ м/с}$.

При отсутствии управления высотой полета в процессе торможения отклонение высоты окончания этапа основного торможения от расчетного значения прямо пропорционально периоду полного сгорания.

Для принятого набора возмущающих факторов при $T_p = 1027 \text{ с}$ среднеквадратическое значение рассеивания по высоте составляет 700 м .

список литературы

Основы теории полета космических аппаратов / Под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972. 608 с.

Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: БИНОМ, 2011. 408 с.

Статья поступила в редакцию 04.05.2012 г.

ГРУЗОВОЙ КОРАБЛЬ «ПРОГРЕСС» — ПЛАТФОРМА ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ НАУЧНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

«PROGRESS» CARGO TRANSPORTATION VEHICLE AS THE PLATFORM FOR SPACE SCIENTIFIC EXPERIMENTS



Н.А. Брюханов*,
Nikolay.Bryukhanov@rsce.ru;
N.A. Bryukhanov**



М.Ю. Беляев,
профессор, доктор
технических наук,*
Mikhail.Belyaev@rsce.ru;
М. Yu. Belyaev**



В.В. Цветков,
кандидат технических
наук,*
Viatcheslav.Tsvetkov@rsce.ru;
V.V. Tsvetkov**

Анализ ресурсов бортовых систем, разработанные схемы проведения экспериментов и режимы пассивной стабилизации, обеспечивающие низкий уровень микроперегрузок, подтверждают возможность проведения на грузовых кораблях «Прогресс» широкого спектра научных экспериментов.

Ключевые слова: космические эксперименты; пассивная стабилизация; микроперегрузки; грузовой корабль «Прогресс».

Lifetime analysis of on-board systems, developed experiment profiles and passive stabilization modes providing low level of micro overloads, confirm the possibility of wide range of scientific experiments on board of «Progress» Cargo Transportation Vehicle.

Key words:
space experiments;
passive stabilization;
micro overloads;
«Progress» Cargo Transportation Vehicle.

Крупнейшим космическим проектом современности является проект Международной космической станции (МКС).

Поддержание длительного функционирования орбитального комплекса обеспечивается с помощью транспортных грузовых кораблей (ТГК) «Прогресс». Созданные как средство доставки грузов на орбитальную станцию, корабли «Прогресс», пройдя исторический процесс модернизаций в интересах расширения возможностей выполнения основной задачи, могут использоваться и в качестве базы для реализации космических экспериментов.

Сложившаяся транспортная система снабжения орбитального комплекса, предусматривающая запуск четырех-пяти грузовых кораблей в год, позволяет одновременно разработать программу отработки и реализации ряда космических экспериментов.

В ходе эксплуатации с 1978 года корабли «Прогресс», «Прогресс М» «Прогресс М1» неоднократно использовались для решения задач, выходящих за рамки обеспечения полета орбитальных станций «Салют», «Мир» и Международной космической станции (Barmin I., Bryukhanov N., Egorov A., Filatov I. et al., 2001; Barmin I., Egorov A., Senchenkov A., Filatov I. et al., 2000; Бабкин Е.В., Беляев М.Ю., Брюханов Н.А., Иванов А.И. и др., 2005; Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В. и др., 2004; Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В. и др., 2005; Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В. и др., 2006; Математическое моделирование – основа создания и эксплуатации сложных орбитальных комплексов, 2008; Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева, 1996). Отрабатывались крупногабаритные конструкции, функционирование антенных комплексов наблюдения и связи; обеспечивался за-

* ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева», Россия, Московская область, г. Королёв.

** PLS «S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia», Russia, Moscow Region, Korolev.

пуск спутников.

Проведенные эксперименты стали базой для выработки стратегии применения кораблей «Прогресс» для реализации научных экспериментов и разработки новых методов и режимов выполнения исследований с их помощью.

Корабль «Прогресс» выполняет функции снабжения орбитального комплекса грузами, топливом, водой и газами. Целесообразно после выполнения основной задачи проводить с его помощью дополнительные работы – эксперименты и исследования. Это особенно важно в связи с необходимостью повышения эффективности исследований на МКС. Ряд экспериментов невозможно или весьма сложно проводить непосредственно на станции. Так, например, высокий уровень микроускорений, возникающих из-за работы бортовых систем и деятельности экипажа станции, затрудняет выполнение экспериментов в области микрогравитации (*Математическое моделирование – основа создания и эксплуатации сложных орбитальных комплексов*, 2008). В процессе проведения ряда экспериментов требуется раскрывать специальные (крупногабаритные) конструкции, что опасно выполнять непосредственно на поверхности станции (*Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева*, 1996), кроме того, за раскрытием подобных конструкций требуется наблюдение с фото- или видеорегистрацией. Для выполнения ряда исследований (изучение верхних слоев атмосферы) требуется полет космического аппарата на очень низких высотах, что невозможно реализовать на МКС. Таким образом, в случае использова-

ния для проведения экспериментов транспортных грузовых кораблей значительно возрастает эффективность программ исследований, так как в этом случае не требуются затраты на изготовление и запуск космического аппарата.

В этом направлении был проведен комплекс исследований, аналитических, расчетных и экспериментальных работ по обеспечению реализации космических экспериментов на кораблях «Прогресс», а именно:

- разработка схем возможной реализации экспериментов на кораблях «Прогресс» (рисунок 1);
- анализ располагаемых ресурсов грузового корабля и выработка путей их повышения для проведения экспериментов;
- разработка режимов ориентации, обеспечивающих уровни микроускорений, необходимых для реализации экспериментов в области технологии материалов и биотехнологии;
- разработка методов определения и контроля вращательного движения и оценки микроускорений на корабле «Прогресс».

Регулярные полеты кораблей к станции позволяют разработать схему планомерной реализации экспериментов, включающую как возможности возврата на Землю результатов проводимых работ, так и возможности многократного использования экспериментального оборудования, возвращаемого после проведения эксперимента и хранимого на станции. Кроме того, возможность так называемого «попутного» использования грузовых кораблей, т.е. на фоне выполнения их основной функциональной задачи по доставке грузов на орбитальную

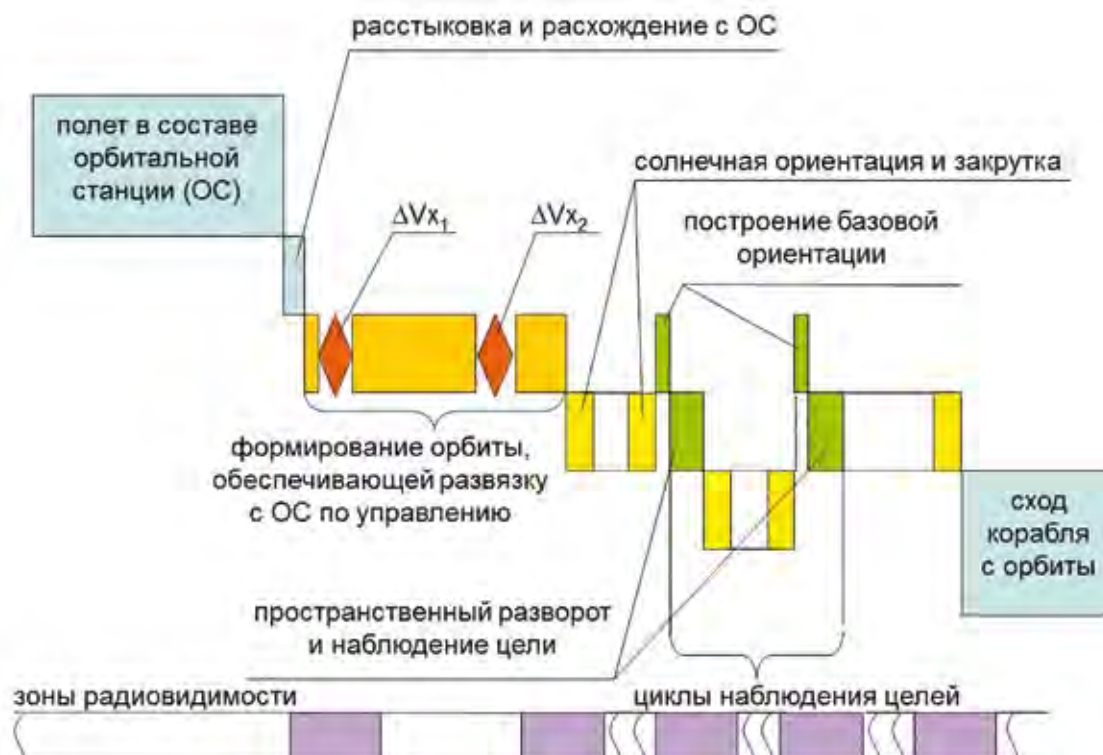


рисунок 1. Схема полета и проведения экспериментов

станцию, позволяет, по сравнению с использованием специализированных аппаратов, существенно сократить расход материально-технического ресурса (использование собственно аппарата, ракеты-носителя, поисково-спасательных средств) и, соответственно, и финансовые затраты на реализацию экспериментов. Эти факторы делают корабль «Прогресс» коммерчески привлекательным при использовании его в качестве платформы для реализации широкого спектра научных экспериментов и долгосрочных программ. Длительность автономного полета корабля после расстыковки может составлять 30 суток и включать в себя проведение маневров формирования фазового рассогласования со станцией, обеспечивающего возможность раздельного управления наземными средствами. При нахождении корабля в автономном полете возможно проведение повторной стыковки со станцией с целью изъятия образцов с результатами экспериментов для последующего их возвращения на Землю. При реализации эксперимента без повторной стыковки возможно увеличение времени автономного полета корабля до 45 суток.

При анализе ресурсов, которые корабли «Прогресс» могут предоставить для экспериментальной аппаратуры, определено, что основные параметры, влияющие на возможность реализации эксперимента, фактически определяются точностными характеристиками измерительной датчиковой аппаратуры или резервами бортовых систем (таблица). Ресурсы по дискретным командам управления и контролиру-

емым телеметрическим параметрам определялись путем анализа данных параметров, задействованных при работе бортовых систем корабля, энергооборуженность – расчетом энергобаланса системы электропитания корабля с учетом функционирования аппаратуры и оборудования бортовых систем во всех режимах его полета.

В настоящее время проведена доработка системы электропитания корабля в части возможности установки дополнительного (пятого) аккумуляторного блока, что позволяет увеличить энергоемкость батареи на 25%.

Проведенный широкий системный анализ технических возможностей и имеющихся ресурсов корабля, специфических особенностей, а также регулярности полетов к МКС позволил систематизировать и определить основные направления исследований, которые могут быть реализованы с использованием грузовых кораблей. Более того, с их помощью эксперименты могут быть проведены наиболее полно, с обеспечением дополнительных функций контроля и безопасности. К этим направлениям относятся:

- отработка космических крупногабаритных конструкций;
- реализация экспериментов в области технологии материалов и биотехнологии, требующих создания условий с низким уровнем микроперегрузок (10^{-5} – $10^{-6}g$);
- отработка средств дистанционного зондирования Земли, а также наблюдения, контроля, связи и от-

таблица – Ресурсы корабля, предоставляемые для экспериментальной аппаратуры

ресурсы корабля «Прогресс»	значения
энергообеспечение в автономном полете: - в режиме поддержания солнечной ориентации методом закрутки и восполнением заряда буферной батареи на каждом витке при нахождении на «солнечной» орбите - в режиме поддержания солнечной ориентации методом закрутки и разрядом буферной батареи - в режиме «свободного дрейфа»	до 200 Вт постоянно до 500 Вт постоянно до 10 кВт ч в течение двух суток до 2,5 кВт ч в течение 12 ч
количество дискретных команд управления экспериментальной аппаратурой, выдаваемых по командной радиолинии	до 25
количество контролируемых телеметрических параметров экспериментальной аппаратуры и дополнительно устанавливаемого оборудования: - дискретных - аналоговых - температурных	до 50 до 20 до 20
количество подключаемых к телевизионной системе абонентов из состава экспериментальной аппаратуры	2
теплоотвод от экспериментальной аппаратуры (в газовую среду грузового отсека, жидкостное термостатирование установкой на теплоплату или теплоотвод излучением при установке снаружи корабля)	до 600 Вт
точность построения орбитальной ориентации	не хуже $1,5^\circ$
долговременная ошибка (уход) поддержания ориентации по каждой оси	не хуже $0,3^\circ/ч$
точность стабилизации по углу при поддержании ориентации	не хуже $0,7^\circ$
точность стабилизации по угловой скорости при поддержании ориентации	не хуже $0,06^\circ/с$

- слеживания объектов из космоса;
- отработка космических тросовых систем (*Математическое моделирование – основа создания и эксплуатации сложных орбитальных комплексов*, 2008);
- отработка в реальных условиях полета аппаратуры, оборудования, систем и агрегатов в интересах модернизации бортовых систем орбитальных и межпланетных космических аппаратов.

Статистические данные, накопленные за прошедший период эксплуатации МКС, показывают, что уровень микроускорений на станции составляет 10^{-3} – $10^{-4}g$ (*Математическое моделирование – основа создания и эксплуатации сложных орбитальных комплексов*, 2008).

Грузовые корабли «Прогресс» являются наиболее эффективным средством для реализации экспериментов в области микрогравитации. Регулярные полеты к орбитальной станции позволяют осуществить плановую экспериментальную программу. Кроме того, не только результаты, но и само экспериментальное оборудование после выполнения экспериментов на корабле может быть перенесено на станцию перед расстыковкой и затоплением корабля, что позволит многократно его использовать.

В этом плане специализированные корабли не имеют такой гибкости и периодичности проведения экспериментов; кроме того, в стоимость реализации программы будет включаться использование ракеты-носителя и поисково-спасательных средств. Удобство реализации такого класса экспериментов обусловлено еще и тем, что в настоящее время созданы практически полностью автоматические установки, в которых осуществляется выращивание кристаллов. Так, установка «Полизон» обеспечивает автоматическую настройку режимов работы установки и капсультную смену до 11 образцов.

Научные исследования в области технологии материалов и биотехнологии имеют важное значение для промышленности и медицины. Считается, что в условиях реального Космоса можно создать материалы и медицинские препараты с улучшенными свойствами. Для получения такого рода материалов необходимы условия отсутствия силы тяжести и внешних возмущений, а проведение экспериментов требует низкого уровня микроперегрузок до значений порядка 10^{-5} – $10^{-6}g$.

Для создания возможности достижения таких требований разработаны режимы пассивной ориентации (рисунок 2), обеспечивающие качественно новые высокоэффективные условия на корабле «Прогресс» для реализации экспериментов с точки зрения минимального уровня квазистатистических микроускорений и гарантированного энергоприхода от солнечных батарей (*Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В. и др.*, 2004; *Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В. и др.*, 2005; *Бабкин Е.В., Беляев М.Ю., Брюханов Н.А., Иванов А.И. и др.*, 2005; *Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В. и др.*, 2006).

В режиме трехосной гравитационной стабилизации ось X корабля направлена по радиусу-вектору от центра Земли, ось Y – по нормали к плоскости орбиты, ось Z лежит в плоскости орбиты; угловая скорость закрутки вокруг оси Y соответствует угловой скорости орбитального движения ($\omega_y = 0,066^\circ/c$). Поддержание ориентации (стабилизация) обеспечивается за счет разности центральных моментов инерции. Устойчивость режима трехосной гравитационной ориентации корабля определяется точностью выставки начальных условий – в основном угловых скоростей корабля.

Для повышения устойчивости углового движения корабля был предложен и отработан режим одноосной гравитационной стабилизации



рисунок 2. Схемы реализации режимов пассивной стабилизации

с вращением корабля вокруг продольной оси. В этом режиме для стабилизации используются как гравитационные эффекты, так и эффекты вращения. В режиме одноосной гравитационной стабилизации ось X корабля (ось корабля с минимальным моментом инерции) была направлена по радиусу-вектору от центра Земли и осуществляла вращение с угловой скоростью орбитального движения ($\omega_{\text{вр}} = 0,066^\circ/\text{с}$); дополнительно проводилась закрутка вокруг оси X с угловой скоростью $\sim 0,15^\circ/\text{с}$. Использование данного режима позволяет компенсировать неточность выставки начальных условий гравитационной ориентации, а также обеспечить приход электроэнергии от солнечных батарей даже в случае нахождения Солнца в плоскости орбиты корабля.

Для повышения устойчивости режима пассивной стабилизации был предложен и проведен режим одноосной стабилизации вращением корабля в плоскости орбиты вокруг оси с максимальным моментом инерции. В проведенном режиме стабилизации угловая скорость закрутки вокруг оси Y (ось с максимальным моментом инерции) составляла $\sim 0,15^\circ/\text{с}$ против орбитального движения и $\sim 0,2^\circ/\text{с}$ в направлении орбитального движения. Данный режим стабилизации представляет интерес при выполнении исследований тепловой конвекции с аппаратурой типа «ДАКОН».

Проведение экспериментов с использованием разработанных режимов пассивной стабилизации обеспечит проведение экспериментов по материаловедению, биотехнологии с требуемым уровнем микроперегрузок и в то же время не требует режима закрутки на Солнце для подзаряда аккумуляторных батарей.

В связи с отсутствием на кораблях «Прогресс» аппаратуры измерения микрогравитационной обстановки микроускорения определялись расчетным путем по результатам восстановления фактического вращательного движения корабля. Такой подход позволяет найти только квазистатическую состав-

ляющую микроускорения, которая, однако, наиболее значима для многих микрогравитационных экспериментов.

Задача определения фактического неуправляемого вращательного движения корабля была решена посредством математического моделирования с коррекцией модели по данным статистической обработки телеметрической информации о токосъеме с солнечных батарей корабля (Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В. и др., 2004; Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В. и др., 2005; Бабкин Е.В., Беляев М.Ю., Брюханов Н.А., Иванов А.И. и др., 2005; Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В. и др., 2006). Суть методики заключается в следующем. Определяются рассогласования между значениями тока солнечных батарей, полученными по телеметрическим измерениям и расчетным путем с использованием математических моделей. Далее на рассматриваемом интервале времени составляется функционал как сумма квадратов указанных рассогласований

$$\Phi = \sum_{n=1}^N [I_n - I_0 \eta(t_n)]^2,$$

где I_n — значение тока в момент времени t_n ; I_0 — максимальный ток, вырабатываемый батареями на орбите Земли при перпендикулярном падении на их плоскость солнечных лучей, $I_0 \approx 29$ А; η — косинус угла падения солнечных лучей на светочувствительную поверхность.

Полученный функционал минимизируется методом Левенберга-Марквардта (рисунок 3). Искомые величинами при этом являются параметры, определяющие угловые движения корабля, и параметры, входящие в выражения для возмущающих моментов (в уравнениях учитывались гравитационный и аэродинамический моменты). Найденные методом наименьших квадратов решения достаточно точно описывают реальные движения корабля (обычно ошибка не превышает $\sim 1^\circ$). Подобные методики

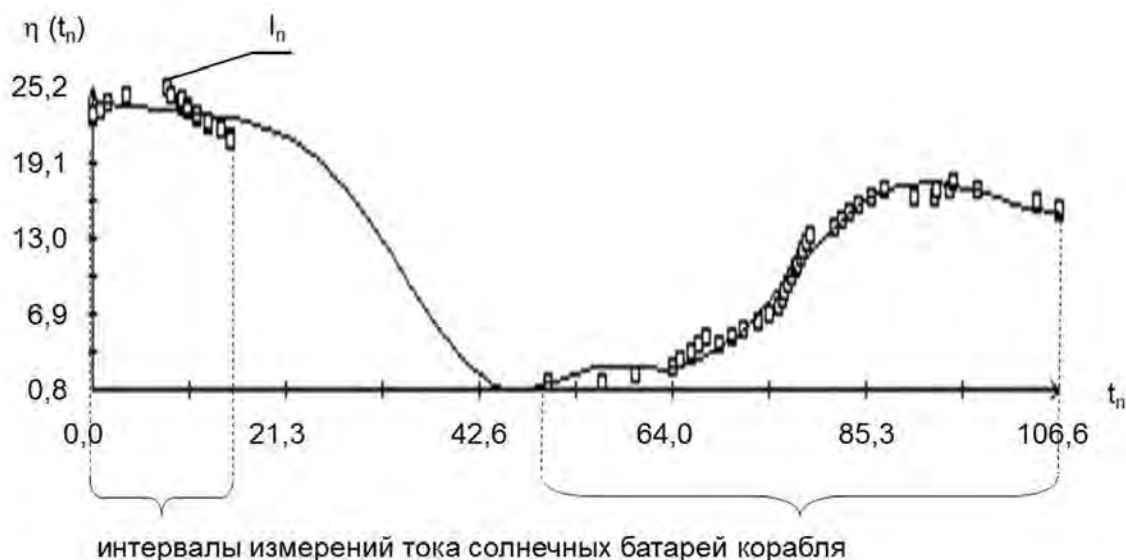
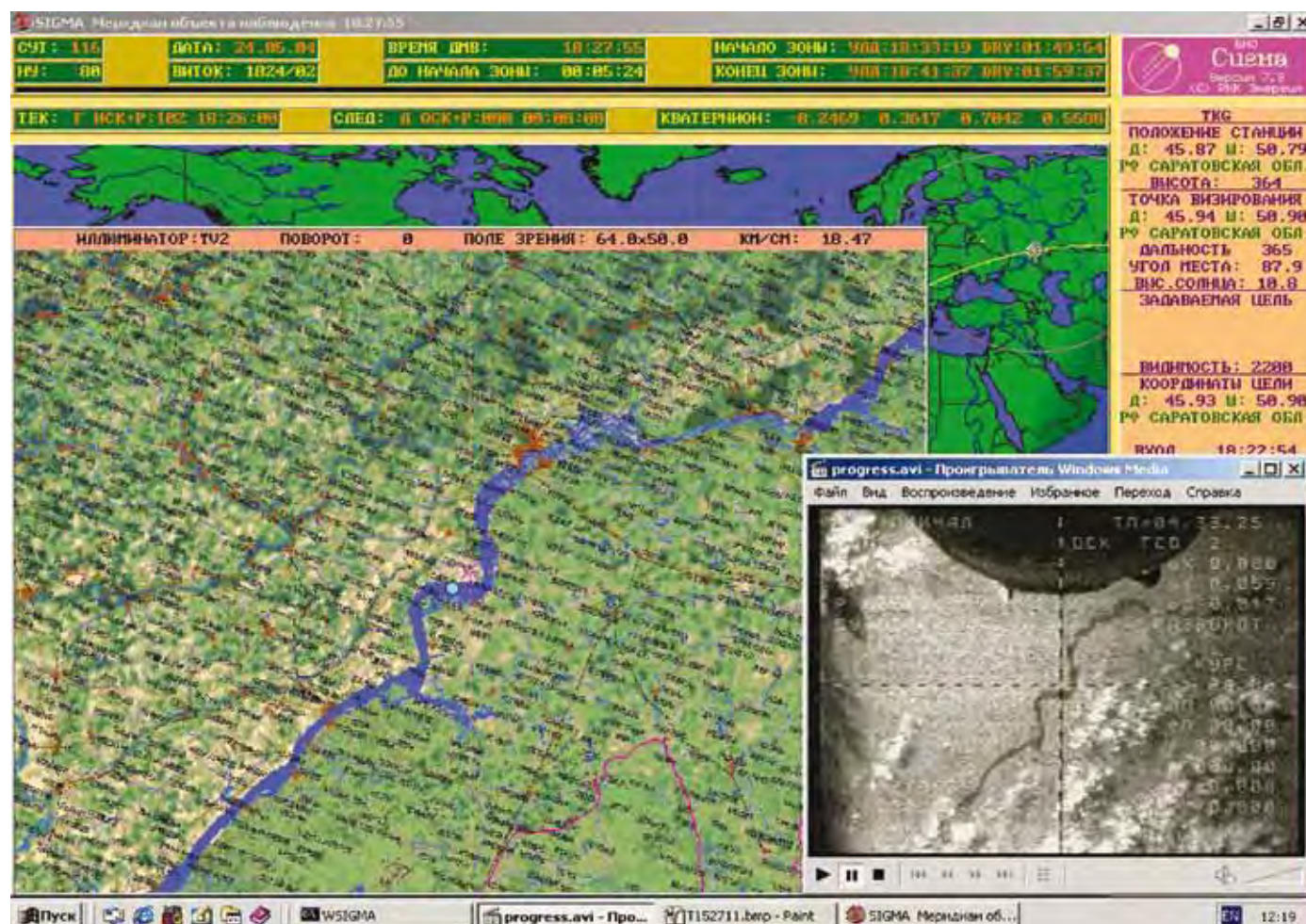


рисунок 3. Результаты минимизации функционала на одном из временных участков полета корабля

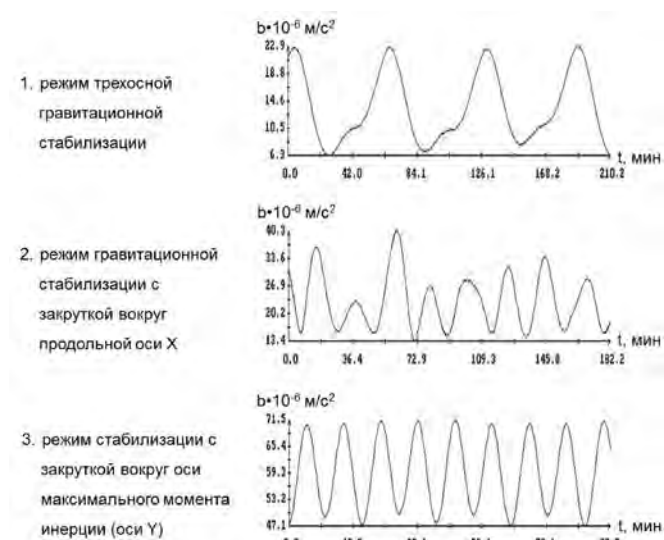
были разработаны и успешно применялись для определения пассивного углового движения орбитальных станций «Салют», «Мир», МКС. В качестве измерительной информации обычно использовались телеметрические измерения магнитометров, солнечных и других датчиков. Схожесть характера измерений солнечного датчика и тока солнечных батарей позволила использовать наработанные ранее методы для разработки методик и программно-математического обеспечения определения ориентации корабля «Прогресс» по телеметрическим измерениям тока солнечных батарей.

Отработка разработанных экспериментальных режимов была реализована в автономных полетах кораблей «Прогресс М1-11» в период с 24 мая по 01 июня 2004 г. и «Прогресс М-51» – в период с 27 февраля по 07 марта 2005 г. После отстыковки от орбитальной станции и отработки импульса формирования орбиты, необходимого для достижения заданного фазового рассогласования со станцией, проводился тестовый режим, при этом корабль разворачивался в гравитационную ориентацию и система управления движением переводилась в индикаторный режим (с запретом включения двигателей причаливания и ориентации). Кроме того, в зонах радиовидимости наземных измери-

тельных пунктов включалась телекамера корабля и проводился контроль изображения Земли. Целью тестового режима была проверка работы программно-математического обеспечения, определение оптимальных начальных условий для построения пассивных ориентаций корабля и уточнение расчетных массово-инерционных характеристик. Затем последовательно осуществлялось построение и отработка каждого из разработанных режимов пассивной стабилизации. В процессе полета также велся контроль движения корабля по результатам анализа изображений земной поверхности, полученных от телекамеры контроля стыковки. Распознавание получаемых изображений (образов) осуществлялось на основе их сопоставления с сюжетами земной поверхности, получаемыми с помощью математического моделирования земной поверхности программой баллистико-навигационного отображения полетной обстановки «Сигма». Изображение земной поверхности, полученное от телекамеры контроля стыковки корабля, оцифровывалось и совмещалось на компьютере с изображением, полученным по модели (рисунок 4). Перемещения оцифрованной картинки земной поверхности при совмещении изображений давали ориентацию корабля, т.е. углы Крылова, отклоне-



рисунк 4. Результаты обработки описанного метода, полученные по данным с телекамеры корабля «Прогресс М1-11»



рисунк 5. Данные с наиболее типовыми характеристиками из спектра обработанных временных интервалов

ние от надира, кватернион рассогласования связанной с кораблем и орбитальной систем координат. Подобная технология была разработана и применялась ранее при анализе изображений, получаемых в эксперименте по изучению катастрофических явлений.

По результатам обработки полученных данных был определен модуль микроускорений (b) в заданной точке грузового отсека корабля (рисунк 5)

$$\vec{b} = \vec{\rho} \times \dot{\vec{\omega}} + (\vec{\omega} \times \vec{\rho}) \times \vec{\omega} + \frac{\mu_e}{r^3} [3(\vec{\rho} \cdot \vec{E}_3) \vec{E}_3 - \vec{\rho}] + c \rho_a |\vec{v}| \vec{v}.$$

Здесь $\vec{\rho}$ — радиус-вектор точки, в которой вычисляется микроускорение, относительно точки О; $\vec{\omega}$ — абсолютная угловая скорость корабля; μ_e — гравитационный параметр Земли; r — геоцентрическое расстояние точки О; $\vec{E}_3$ — орт оси OX_3 ; c — баллистический коэффициент корабля; ρ_a — плотность атмосферы в этой точке; $\vec{v}$ — скорость корабля относительно поверхности Земли.

Интегральный анализ результатов подтвердил устойчивость разработанных режимов пассивной стабилизации кораблей «Прогресс» и достижение уровня микроперегрузок порядка $10^{-6}g$, при этом одноосная гравитационная ориентация с вращением вокруг продольной оси является более устойчивой, а при трехосной — достигаются наилучшие условия по микрогравитации.

Полученные результаты расчетов и исследований, включая проведение летных экспериментов, подтвердили возможность и перспективность использования грузовых кораблей «Прогресс» в качестве космической платформы для реализации широкого спектра научных экспериментов, а разработанные схемы полета и режимы стабилизации могут стать основой технологии их реализации.

Анализ основных характеристик оборудования показал, что с использованием транспортных грузовых кораблей может быть выполнено до 13% исследований из долгосрочной программы научных экспериментов, заявленных для реализации на МКС, кроме того, технологические эксперименты на корабле «Прогресс» могут составлять до 50% общего количества экспериментов по получению материалов в Космосе.

список литературы

Barmin I., Bryukhanov N., Egorov A., Filatov I. et al. Using the «Progress» transport spacecraft in structure of the international space station for realization of scientific experiments under microgravity conditions // 52-nd International Astronautical Federation Congress. Acta Astronautica. 2001. Vol. 51, № 1-9. P. 255-259.

Barmin I., Egorov A., Senchenkov A., Filatov I. et al. Utilization of the «Progress» transport spacecraft as an element of the international space station for experiments under μg -conditions // Proceedings of the First International Symposium on Microgravity Research & Application in Physical Sciences & Biotechnology, Sorrento, Italy. 10-15 September 2000. ESA SP-454. P. 1039-1044.

Бабкин Е.В., Беляев М.Ю., Брюханов Н.А., Иванов А.И. и др. Исследование возможности и перспектив проведения экспериментов в области микрогравитации с помощью ТГК «Прогресс» // Шестая международная научно-практическая конференция «Пилотируемые полеты в космос», 10-11 ноября 2005. Звездный городок, Московская обл., С. 81-82.

Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В. и др. Экспериментальное исследование режимов неуправляемого вращательного движения КА «Прогресс» // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2004. № 43. 31 с.

Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В. и др. Эксперименты с неуправляемым вращательным движением КА «Прогресс» // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2005. № 83. 27 с.

Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В. и др. Экспериментальное исследование режимов неуправляемого вращательного движения КА «Прогресс» // Космические исследования, 2006. Т. 44, № 1. С. 52-61.

Математическое моделирование — основа создания и эксплуатации сложных орбитальных комплексов // Сборник статей под редакцией Брюханова Н.А., Беляева М.Ю. Ракетно-космическая техника. Серия XII. Вып. 1. Королев, РКК «Энергия» им. С.П. Королева, 2008. 190 с.

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева. Королев, РКК «Энергия», 1996. С. 333-350.

Статья поступила в редакцию 30.07.2012 г.

К ВОПРОСУ О БАЛЛИСТИЧЕСКОМ ПОСТРОЕНИИ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКОЙ СЪЕМКИ



А.Г. Лобанов,
аспирант*,
alexlobanov88@gmail.com
A.G. Lobanov**

В статье рассмотрены типы баллистических построений спутниковой группировки дистанционного зондирования Земли для проведения интерферометрической съемки с использованием радиолокатора с синтезированной апертурой антенны; приведены варианты конфигураций для многопозиционной спутниковой группировки.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли; радиолокация; синтезирование апертуры антенны; интерферометрия; орбитальная группировка.

ВВЕДЕНИЕ

Создание космических аппаратов (КА), оснащенных радиолокационными комплексами (РЛК), на сегодняшний день является одним из самых перспективных направлений в сфере дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Общий прогресс РЛК обусловлен развитием техники синтеза апертуры антенны с цифровой обработкой сигнала, позволившей получать радиолокационные изображения подстилающей поверхности, по качеству практически равные снимкам в видимом диапазоне. Следующим этапом развития систем ДЗЗ в радиолокационном диапазоне должно стать использование группировок спутников, расположенных на орбитах в соответствии с баллистической структурой и объединенных общностью решаемых задач в составе космической системы (КС), что снизит общую стоимость проекта и откроет качественно новые возможности. Таким дополни-

ON THE ISSUE OF BALLISTIC CONSTRUCTION DURING INTERFEROMETRIC IMAGING



В.И. Семункина,
кандидат технических наук*,
semunkina@laspace.ru;
V.I. Semunkina**

The article describes ballistic construction types of Earth remote sensing satellite constellation for interferometric imaging using radar with synthetic antenna aperture; as well as configuration versions for multiposition satellite constellation.

Key words:
Earth remote sensing;
radiolocation;
antenna aperture synthesizing;
interferometry;
orbital constellation.

тельным эффектом, получаемым при построении рациональной орбитальной группировки, является, в частности, интерферометрия. Проведение интерферометрической съемки позволит создавать цифровые модели рельефа местности, решать задачу селекции движущихся целей, оценивать их скорость, направление движения и др.

1. Принцип РСА-интерферометрии

Радиолокатор с синтезированной апертурой антенны (РСА) – инструмент ДЗЗ, позволяющий повысить разрешение получаемых изображений за счет накопления и когерентной обработки отраженного сигнала.

Для применения техники синтеза апертуры в КС требуется один носитель, движущийся с постоянной скоростью относительно объекта

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

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

съемки. Подробно применение техники цифрового синтеза апертуры для КА рассмотрено в книгах (Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э., 2010; Радиолокационные станции с цифровым синтезированием апертуры антенны, 1988; Неронский Л.Б., Михайлов В.Ф., Брагин И.В., 1999).

При наличии двух РСА в составе КС возможно измерение разности фаз изображений одной целевой области, полученных с различных позиций на орбите с относительной временной задержкой. Таким образом реализуется эффект интерферометрии (рисунок 1).

Наиболее важным параметром системы РСА-интерферометрии, определяющим точность измерений, является база интерферометра – расстояние между фазовыми центрами антенн.

Для построения КС РСА-интерферометрии необходимо иметь на орбите как минимум две (приемную и приемопередающую) антенны, которые могут быть размещены как на одном, так и на нескольких КА.

При размещении на одном КА антенны могут устанавливаться на корпусе аппарата («Cryosat-2») или на корпусе и выносной мачте, реализуя т.н. «жесткую базу» («SRTM»). Преимуществом размещения антенн на одном аппарате является постоянная величина базы, которая, однако, ввиду конструктивных ограничений не может превышать нескольких десятков метров, что обуславливает низкое пороговое значение точности измерений.

Использование двух КА в тандемной конфигурации, формирующих т.н. «мягкую базу», сложнее в смысле технической реализации, однако такие системы открывают большие возможности для применения интерферометрической съемки поверхности Земли и позволяют осуществить:

- формирование цифровых рельефов местности;
- мониторинг смещений земной поверхности;
- мониторинг изменения уровня ледников и др.

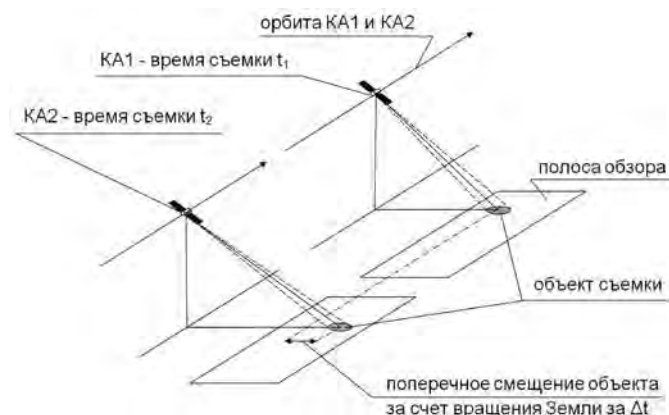


рисунок 1. Геометрия интерферометрической съемки с двух КА, разнесенных на определенное расстояние и работающих в тандеме с одной орбиты в квазиреальном масштабе времени

В этом случае база интерферометра, равная с точностью до константы расстоянию между центрами масс аппаратов, будет иметь величину от сотен метров до единиц километров, что является достаточным для получения измерений высокой точности по сравнению с «жесткой базой».

В общем случае точность классического интерферометра определяется базой и возрастает с ее увеличением. Однако анализ условий проведения радиолокационной интерферометрической съемки позволяет сделать вывод о существовании определенных ограничений на размер базовой линии космического интерферометра, обусловленных различными физическими факторами.

Выбор оптимальной величины интерферометрической базы может определяться по различным критериям, в частности по фазовому шуму с оценкой минимума. В качестве примера такого выбора следует привести величины интерферометрических баз для космического радиолокатора «ERS-1», работавшего в С-диапазоне. Его критическая интерферометрическая база составила 1100 м, а оптимальная – около 200 м. Исходя из этих параметров, можно утверждать, что наиболее приемлемыми для обработки являются пары с базами в диапазоне 100-400 м. При превышении базой значения 600 м качество интерферометрической обработки существенно падает.

Рассмотрим интерферометрическую систему из двух КА на локально-параллельных орбитах (рисунок 2). В этом случае базу интерферометра можно разложить на две компоненты: сонаправленную (продольную) и нормальную к вектору скорости КА (поперечную). Продольная компонента будет являться определяющим параметром точности измерения при индикации движущихся объектов, поперечная компонента – при создании цифровых моделей рельефа поверхности и топографическом картировании.

С точки зрения движения КА по орбите можно выделить два основных варианта интерферометрической съемки: многопроходный и однопроходный. Многопроходная интерферометрия реализуется за счет получения нескольких снимков целевого участка поверхности одним или несколькими аппаратами с временной задержкой с различных позиций на орбите (такой вид съемки был успешно применен в программе «ERS»).

В случае однопроходной интерферометрии отраженный сигнал принимается одновременно двумя антеннами. Очевидно, что такой режим требует больших затрат в связи с необходимостью иметь как минимум два КА-приемника, но обеспечивает высокую когерентность наборов интерферометрических данных. Для однопроходной интерферометрии можно привести базовые теоретические варианты построения КС из двух аппаратов (Moreira A., Krieger G., Mittermayer J., 2004):



рисунок 2. Компоненты базы интерферометра в плоскости движения КА

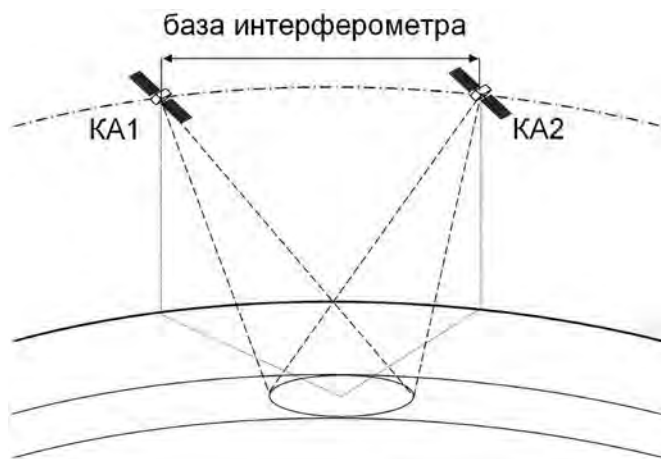


рисунок 3. Конфигурация для продольной интерферометрии

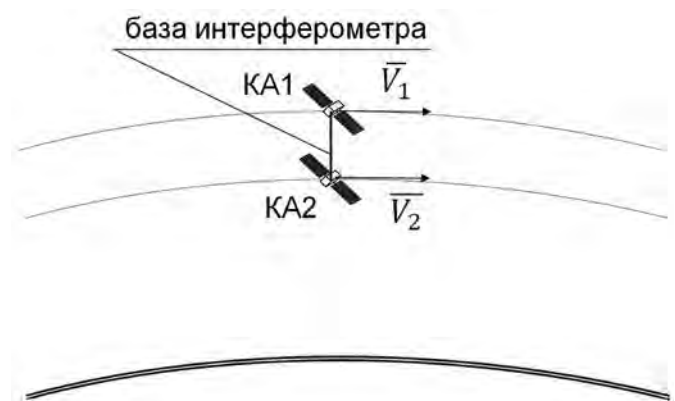


рисунок 4. Вариант конфигурации для поперечной интерферометрии

1. Для реализации интерферометрии с только продольной компонентой базы два аппарата помещаются на одной круговой орбите со смещением друг относительно друга (рисунок 3). Смещение определяет базу интерферометра и, в конечном счете, точность измерения.

2. Интерферометрия только с поперечной компонентой базы может проводиться в случае локального параллельного движения КА на одинаковой высоте (рисунок 2) или, что тождественно, при движении КА точно один над другим (рисунок 4).

Размер поперечной базы B_y при известных радиусах орбит КА R_{s1} и R_{s2} и центральном угле базы α (получаемых по данным траекторных измерений) в данном случае будет равен (Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э., 2010)

$$B_y = \sqrt{R_{s1}^2 + R_{s2}^2 - 2 \cdot R_{s1} R_{s2} \cdot \cos(\alpha)} \approx \frac{\alpha(R_{s1} + R_{s2})}{2}.$$

В действительности, постоянное выдерживание

нулевой продольной компоненты базы для КС ДЗЗ не реализуемо.

3. Возможны различные варианты относительного движения двух аппаратов, при которых будут существовать как продольная, так и поперечная компоненты при проведении интерферометрической съемки.

На практике необходимо иметь возможность выбора значений компонент базы интерферометра для конкретного вида съемки на данном рабочем участке. Для этого целесообразно задействовать в КС более двух КА, то есть сформировать многопозиционную систему ДЗЗ на основе орбитальной группировки нескольких КА, оснащенных различными видами приемопередающей аппаратуры.

2. Варианты баллистического построения для многопозиционных систем

Многопозиционные системы в зависимости от

построения обеспечивают большую вариативность в выборе компонент базы интерферометра, т.е. открывают возможности применения КС для решения большого числа прикладных задач. Кроме того, многопозиционную систему можно создать, дополнив уже существующую КС с аппаратом-приемопередатчиком одним или несколькими аппаратами-приемниками. В этом случае КА-приемники будут конструктивно проще (и соответственно дешевле) основного аппарата системы.

Далее рассмотрим два варианта баллистических построений для многопозиционных КС, наиболее часто встречающихся в литературе. Другие возможные варианты построения необходимо рассмотреть отдельно.

Необходимо учесть, что для рассматриваемых КС расстояния между КА на орбите будут достаточно малы. В этом случае применять расчетные формулы для независимого прогнозирования движения центра масс КА нецелесообразно из-за ошибок прогноза, сравнимых с расстояниями между КА. Поэтому необходимо рассматривать относительное движение двух аппаратов.

Движение ведомого КА относительно ведущего КА, находящегося на низкой круговой орбите, описывается уравнениями Хилла-Клоэсси-Уилтшира (Clohessy W.H., Wiltshire R.S., 1960), которые в координатной форме можно представить как

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\omega\dot{y} - 3\omega^2 x = 0 \\ \ddot{y} + 2\omega\dot{x} = 0 \\ \ddot{z} + \omega^2 z = 0 \end{cases},$$

где $Oxyz$ – центр масс ведущего КА;

x – ось, совпадающая с радиусом-вектором ведомого КА;

y – ось, совпадающая с вектором скорости ведомого КА;

z – дополняет систему до правой (перпендикулярна плоскости орбиты);

ω – угловая скорость вращения ведущего КА вокруг Земли.

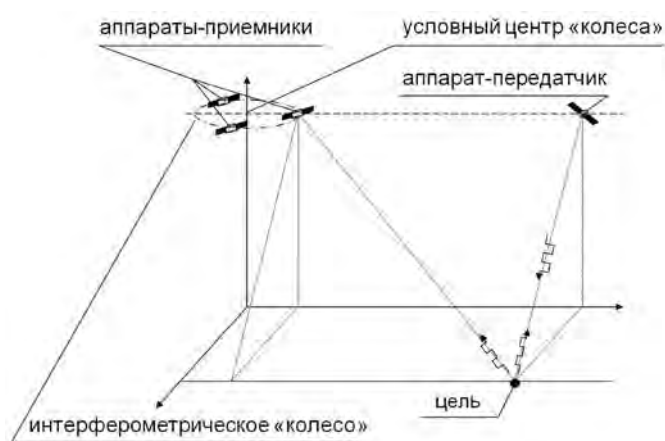
Для невозмущенного кеплерова движения и круговой орбиты с периодом T_0 решение системы (1) имеет вид (Fiedler H., et al., 2002)

$$\begin{cases} x_i(t) = A_i \sin\left(\frac{2\pi}{T_0}t + \alpha_i\right) \\ y_i(t) = 2A_i \cos\left(\frac{2\pi}{T_0}t + \alpha_i\right) + \Delta y_i \\ z_i(t) = B_i \sin\left(\frac{2\pi}{T_0}t + \beta_i\right) \end{cases} \quad (1)$$

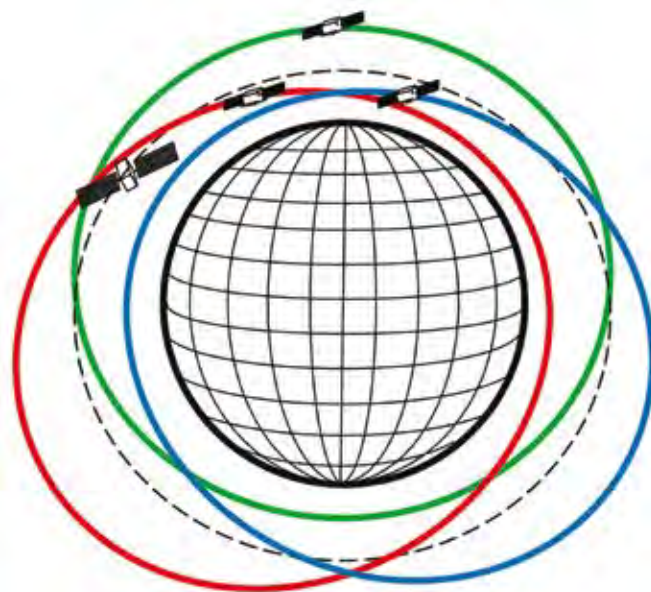
В плоскости xOy КА совершает эллиптическое движение с большой полуосью эллипса A_i , а относительно оси z – гармонические колебания с амплитудой B_i .

2.1. Построение типа «колесо»

Построение типа «колесо» предложено Д. Массо-



рисунки 5. Схема баллистической конфигурации типа «колесо»



рисунки 6. Принципиальная схема баллистической конфигурации типа «колесо»

не в 1998 году (Massonet D., 1999). Принцип данного построения заключается в объединении в единую интерферометрическую систему одного аппарата-передатчика и группировки малых КА-приемников, совершающих в плоскости аппарата-передатчика движение относительно условного центра за счет использования эллиптических орбит, близких к круговым, с различными аргументами перигея (рисунки 5).

Базовая схема такого построения включает в себя приемопередающий КА с присоединенным к нему «колесом» из трех КА-приемников, имеющих одинаковые наклонение и эксцентриситет (т.е. $A_i = \text{const}$, $B_i = 0$ в уравнении (1)).

Недостатком схемы является отсутствие возможности достижения оптимального построения как для интерферометрии по координате дальности, так и по координате азимута вследствие их взаимозависимости. Кроме того, из соображений безопасности

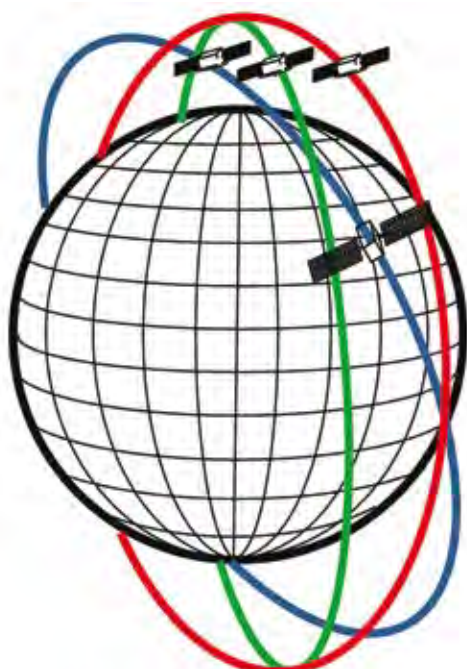


рисунок 7. Принципиальная схема баллистической конфигурации типа «маятник»

необходимо постоянно поддерживать достаточно большое расстояние между ведущим аппаратом и «колесом» (рисунок 6).

2.2. Построение типа «маятник»

Другим вариантом баллистического построения является конфигурация типа «маятник». Здесь базо-

вое построение также включает в себя один ведущий аппарат-передатчик и три малых КА-приемника. Каждый аппарат-приемник находится на круговой орбите и имеет различные наклонение и долготу восходящего узла (рисунок 7).

Переходя к обозначениям уравнений (1), имеем для данного построения $A_i=0$. Выбирая фазовые сдвиги $\beta_1=0^\circ$, $\beta_2=120^\circ$ и $\beta_3=240^\circ$, КС получает постоянную величину поперечной компоненты баз интерферометра на всем витке орбиты. Кроме того, в построении типа «маятник» продольная и поперечная компоненты независимы, что позволяет выбрать продольную компоненту оптимальной для данной целевой области.

Недостатком вышеприведенной схемы построения является необходимость дополнительных затрат топлива для поддержания конфигурации.

3. Действующие системы РСА-интерферометрии

На данный момент в эксплуатации находится только одна КС, в полной мере реализующая принцип РСА-интерферометрии – «TanDEM» (Германия). Рассматриваются варианты включения в уже существующие радиолокационные КС дополнительные КА для расширения интерферометрических возможностей системы (например, КС «COSMO-SkyMed» (Moccia A., Fasano G., 2005)).

Космическая система «TanDEM» разработана фирмой EADS Astrium для Германского Аэрокосмического Центра (DLR) и развернута с целью проведения интерферометрической съемки. КС «TanDEM» образована за счет включения в уже действующую с 2007 г. КС «TerraSAR-X» второго аппарата «TanDEM –X» (2010 г.).

КА «TerraSAR-X», запущенный 15 июня 2007 г. ракетой-носителем «Днепр», создан на платформе «AstroBus», использовавшейся ранее в программах «CHAMP» и «GRACE». Конструктивно аппарат представляет собой шестигранник высотой 5 м и диаметром сечения 2,4 м. Такая форма аппарата продиктована необходимостью размещения солнечных батарей (5,25 м²) и радиолокатора с синтезированной апертурой антенны (4,8×0,8×0,15 м), а также габаритами ракеты-носителя «Днепр». Антенна передачи телеметрической информации для исключения взаимных помех с антенной радиолокатора была вынесена на 3,3 м от корпуса аппарата с помощью мачты.

Система ориентации и стабилизации КА включает измерительный блок приборов (звездные и солнечные датчики, GPS-приемники) и управляющий блок (двигатели-маховики и корректирующую двигательную установку).

Характеристики КА «TerraSAR-X» приведены в таблице 1. Параметры орбиты КА «TerraSAR-X» представлены в таблице 2.

Состав целевой аппаратуры КА «TerraSAR-X»:

- PCA TSX-SAR;

таблица 1 – Основные характеристики КА «TerraSAR-X»

параметр	значение
платформа	AstroSat-1000 (AstroBus)
сухая масса КА, кг	1 250
стартовая масса КА, кг	1 340
максимальная длина КА, м	4,88
диаметр КА, м	2,4
масса полезной нагрузки, кг	400
энергопотребление, Вт	800

таблица 2 – Параметры орбиты КА «TerraSAR-X»

параметр	значение
тип орбиты	круговая, солнечно-синхронная
высота орбиты, км	514
большая полуось, км	6886,5
период обращения, мин	94,9
эксцентриситет, б/р	0,00014
аргумент перигея, град	53,8
наклонение, град	97,44
срок активного существования, лет	5

- оборудование слежения и измерения дальности TOR;
- лазерный рефлектор LRR;
- терминал лазерной связи LCT.

РСА бокового обзора TSX-SAR представляет собой активную фазированную антенную решётку (АФАР), состоящую из 384 элементов.

TSX-SAR способен излучать импульсные сигналы X-диапазона с вертикальной (В) или горизонтальной (Г) поляризацией. Отраженные сигналы принимаются также в вертикальной или горизонтальной поляризации в зависимости от режима работы РСА. Возможна реализация режима двойной поляризации, при котором поляризация принятого/переданного сигнала меняется от импульса к импульсу.

Каждый элемент АФАР управляется отдельно с помощью специального блока управления радиолокатором ACE.

Все блоки TSX-SAR дублированы, поэтому можно говорить о главном и вторичном каналах радиолокатора. Такое разделение позволяет проводить прием отраженных зондирующих сигналов двумя каналами антенны, что аналогично приему сигнала двумя отдельными антеннами. Таким образом, на борту КА может быть реализована технология продольной интерферометрии с «жесткой базой», равной в этом случае 1,2 м, что обеспечит временную задержку сигнала в 0,17 мс и пространственное разрешение порядка 1 км.

Кроме того, существует возможность реализации полной поляризации – применения режима двойной поляризации к каждому каналу РСА. Таким образом, возможно получение полной поляризационной матрицы.

Конструктивно КА «TanDEM-X» практически идентичен «TerraSAR-X».

Совместное движение аппаратов «TerraSAR-X» и «TanDEM-X» происходит в спиральном орбитальном построении. Данное построение достигается за счет сохранения небольшого расстояния между аппаратами и относительного смещения орбит по восходящему узлу. Спиральное построение позволяет реализовать метод однопроходной интерферометрической съемки и выбирать длину базы в соответствии с объектом съемки.

КА «TerraSAR-X» и «TanDEM-X» совместно способны проводить съемку в двух основных режимах: бистатическом и последовательном моностатическом.

Бистатический режим предполагает одновременную съемку двумя аппаратами выбранного участка поверхности, при этом один аппарат является передатчиком и оба аппарата – приемниками.

При последовательном моностатическом режиме КА функционируют отдельно друг от друга, получая при этом информацию о выбранном участке поверхности с временной задержкой, определяемой продольным расстоянием между аппаратами.

Баллистическое построение системы «TanDEM»

при совместном функционировании КА позволяет получить информацию в интересах картографирования и создания высокоточных моделей рельефа местности. Кроме того, КА могут получать независимые пары снимков для обнаружения движущихся целей.

заключение

Представленный обзор и анализ современных и перспективных разработок подтверждает необходимость дальнейшего исследования принципов построения многопозиционных КС РСА-интерферометрии.

Для проведения интерферометрической съемки необходимо строго определенное баллистическое построение КС и точное знание параметров орбит. Условие получения интерферометрических данных – съемка одного и того же участка местности на двух витках или одновременно двумя антенными системами – предъявляет жесткие требования к построению и поддержанию орбитальной группировки, а также к взаимной навигации КА и точности базовой линии.

список литературы

- Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э.* Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. М.: Радиотехника, 2010. 681 с.
- Радиолокационные станции с цифровым синтезированием апертуры антенны* / Под ред. В.Т. Горяинова. М.: Радио и связь, 1988. 304 с.
- Неронский Л.Б., Михайлов В.Ф., Брагин И.В.* Радиолокаторы с синтезированной апертурой антенны. СПб.: СПбГУАП, 1999. 174 с.
- Clohesy W.H., Wiltshire R.S.* Terminal guidance system for satellite rendezvous // *Journal of Aerospace Science*, 1960. Vol 27, Sept. P. 653-658.
- Fiedler H., et al.* Analysis of satellite configurations for spaceborne SAR interferometry // *International Symposium Formation Flying Mission & Technologies*, Toulouse, 2002.
- Moreira A., Krieger G., Mittermayer J.* Satellite configuration for interferometric and/or tomographic remote sensing by means of synthetic aperture radar (SAR) // *Patent US 6,677,884 B2*, 2004.
- Moccia A., Fasano G.* Analysis of spaceborne tandem configurations for complementing COSMO with SAR interferometry // *EURASIP Journal on Applied Signal Processing*, 2005. 20. P. 3304-3315.
- Massonet D.* Capabilities and limitations of the interferometric cartwheel // *Proceedings of the CEOS SAR Workshop*, Toulouse, 1999.

Статья поступила в редакцию 26.06.2012 г.

КОНЦЕПЦИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОСАДКИ ЛУННЫХ ПОСАДОЧНЫХ СТАНЦИЙ ПОСРЕДСТВОМ СВЕТОТЕНЕВОГО АНАЛИЗА ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЯ ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ



А.В. Багров,
доктор физико-
математических наук*,
abagrov@inasan.ru;
A.V. Bagrov**



П.А. Вятлев,
кандидат технических
наук*,
vyatlev@laspace.ru;
P.A. Vyatlev**

В статье рассмотрена задача проведения управляемой мягкой посадки КА в районы поверхности Луны со сложным рельефом местности. Рассмотрены методы, которые можно применить при решении рассматриваемого вопроса. Предложена концептуально новая методика посадки КА на Луну посредством светотеневого анализа видеоизображения подстилающей поверхности, произведен анализ ее практического значения и возможности технической реализации.

Ключевые слова: мягкая посадка;
безопасный район;
управление спуском.

ВВЕДЕНИЕ

Мягкую посадку на поверхность Луны – сложнейшую техническую задачу из числа решаемых космическими аппаратами в процессе научного исследования спутника Земли – впервые 3 февраля 1966 года осуществила советская автоматическая межпланетная станция «Луна-9».

Поскольку Луна не имеет атмосферы, спуск на ее поверхность возможно осуществить лишь при применении тормозных реактивных двигателей, снижающих скорость космического аппарата (КА) практически до нулевого значения при приближении его к поверхности (Черток Б.Е., 1999). При осуществле-

CONCEPT FOR LUNAR LANDERS LANDING BASED ON LIGHT-AND-SHADE ANALYSIS OF THE SUBSURFACE VIDEO IMAGE



Д.В. Сергеев,
аспирант*,
sdv@laspace.ru;
D.V. Sergeev**



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

The article deals with the issue of SC controlled soft landing on the Moon surface areas with rough relief. Available methods are considered, which can be applied for the above stated issue. Conceptually new SC Moon landing procedure is proposed, based on light-and-shade analysis of the subsurface video image.

The concept practical importance of and engineering feasibility are analyzed.

Key words:
soft landing;
safe area;
control of descent.

нии посадки выполняется целый ряд технических задач, основными из которых являются:

- вывод КА на орбиту Луны и определение его кинетических параметров;
- обеспечение ориентации КА в требуемом положении для начала торможения и спуска;
- обеспечение стабилизации положения КА в процессе торможения;
- обеспечение требуемых значений горизонтальной и вертикальной составляющих вектора скорости КА при достижении поверхности Луны;
- коррекция конечной части траектории и посадка в

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

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

заданный расчетный район местности с заранее определенными погрешностями.

До сих пор одной из составляющих успешного выполнения мягкой посадки являлась посадка в безопасные районы. Безопасным районом считается участок лунной поверхности, на котором нет камней, ям и других неровностей ландшафта с линейными размерами более 0,5 м и уклон которой по отношению к нормали не превышает 20°. При неуправляемом спуске область безопасной посадки по своим размерам должна перекрывать область возможной баллистической ошибки места спуска.

Проводя анализ примененных технических решений при реализации мягкой посадки, стоит отметить, что абсолютно все произведенные на лунную поверхность посадки осуществлялись по заранее рассчитанной баллистической программе без использования систем, производящих картографический анализ предполагаемого района посадки на предмет безопасности и пригодности для спуска. При этом из-за погрешностей баллистического расчета, погрешностей приборов и систем при определении местоположения и скоростных характеристик КА к заключительной и самой важной части посадки – участку торможения – накапливались довольно значительные траекторные погрешности и отклонения от номинальной траектории, которые невозможно было устранить без существенного увеличения массы этих приборов. Отклонения от расчетной траектории оцениваются эллипсом разброса вероятных мест посадки, размеры которого в лучшем случае порядка 5×10 км. Вследствие этого посадка в заранее рассчитанный и определенный безопасный район на сильно пересеченной местности с применением отработанной техники не применялась.

На сегодняшний день для решения задач картографирования и определения физических характеристик объектов снимаемой поверхности применяются такие методы, как:

- стереосъемка;
- радиолокация;
- лазерная локация.

Реализация любого из перечисленных методов для задачи обеспечения мягкой посадки КА в безопасный участок поверхности сопряжена с целым рядом трудностей при реализации, связанных непосредственно с техническими возможностями их воплощения и недостатками самих этих методов (Медведев Е.М., Данилин И.М., Мельников С.Р., 2007).

Все же главной трудностью осуществления управляемой посадки на космические тела является необходимость получения оценки характера поверхности тел в зоне спуска в реальном времени. Обычно анализ стереоснимков при картографировании занимает недели и месяцы. Техника бортовых вычислений еще не позволяет проводить анализ этого уровня непосредственно во время

посадки. Поэтому до сих пор единственным параметром управления во время спуска остается высота КА над поверхностью. Отсюда и вытекает необходимость выбора удовлетворительных мест посадки очень большой площади.

Всесторонние исследования Луны ставят задачу посадки спускаемых КА в самых сложных условиях, например, в сильно кратерированной местности. Традиционные для картографирования методы для управления посадкой в таких районах неприемлемы.

В свете сложившейся ситуации для решения задач посадки в заданный район Луны предлагается концептуально новая методика определения и последующего управляемого спуска на безопасные участки, в основе которой лежит светотеневой анализ изображения подстилающей местности, получаемого посредством видеооптических систем КА.

Сущность метода заключается в анализе картины теней от неровностей поверхности в области посадки, основанном на фотометрических измерениях общей картины излучения рассеянного солнечного света на этой поверхности, полученной при небольшой высоте Солнца над местным горизонтом. При малой высоте Солнца даже небольшие неровности поверхности дают тени, общая площадь которых является индикатором уровня неоднородностей рельефа. Чем меньше неоднородностей (перепадов высоты), тем ниже уровень затененности поверхности, и этот параметр может быть использован для управления посадкой в выбранном районе.

Преимуществами предлагаемой методики является относительная простота расчетов, применение уже существующих несложных технических систем, приводящей к повышению вероятности успешной посадки в выбранный район и, соответственно, вероятности выполнения всей программы мягкой посадки, при ее реализации.

1. Концепция метода безопасной посадки

Суть предлагаемой методики заключается в том, что выбор желательной области спуска делается заранее, а более точное определение ровной площадки для посадки, не имеющей значительных камней и обломков, во время спуска посадочного модуля определяется на борту, и производится коррекция траектории по количеству и общей площади теней, образованных неровностями ландшафта.

Практически в любом месте Луны путем анализа детальных снимков лунной поверхности можно найти район, удовлетворяющий самым жестким условиям, сформулированным выше для управляемой посадки. Характерной особенностью такого района является отсутствие теней от камней и равномерная освещенность площадки, свидетель-

ствующая об отсутствии на ней резких изменений наклона.

Оценка общей площади теней на выбранном участке местности должна проводиться по измерению интегральной освещенности всей поверхности, отображаемой в телевизионном кадре. Полагая, что рассеяние солнечного света веществом лунной поверхности носит изотропный характер, можно утверждать, что в случае отсутствия каких бы то ни было неровностей, яркость подстилающей поверхности будет максимально близкой к значению, соответствующему полностью освещенному участку. Максимальное значение яркости соответствует участкам склона кратеров и холмов, обращенных к Солнцу. У затененных участков поверхности освещенность будет равна нулю, а освещенность от пересеченной местности будет иметь какое-то промежуточное значение (Гаврилов Ю.В., Горожанкина О.В., 2006).

Распределение яркости по поверхности некоторого участка будет зависеть как от его рельефа, так и от условий освещения этой поверхности. При изменении положения Солнца над местностью будут меняться картины теней от неровностей поверхности и общий уровень освещенности гладких участков поверхности. Сопоставление нескольких снимков одного и того же участка, полученных в разное время, позволит на этапе предварительного выбора места посадки выделить ровный участок с удовлетворяющим углом его наклона к местной вертикали и протяженностью, допускающей маневрирование спускаемого КА по горизонтали. Этот же анализ позволит определить момент времени (фазу Луны), в который выбранная для посадки площадка имеет однородную освещенность и на ней отсутствуют тени от соседних неоднородностей.

На борту спускаемого КА должны быть установлены телекамеры, которые смотрят в надир. В их поле зрения окажутся участки поверхности с разным уровнем яркости. Выбранный участок будет выделяться в общей картине отсутствием перепадов яркости. По мере спуска к его середине все неоднородности яркости (тени или более яркие наклоненные к Солнцу склоны) будут уходить за границы поля зрения, и на последнем этапе все поле зрения телекамеры будет равномерно освещено. Отсутствие неоднородностей яркости в поле телекамеры – простой и надежный критерий выхода на безопасную для спускаемого КА площадку.

Следовательно, критерием для управления посадкой будет фотометрический сигнал от анализируемой поверхности, наиболее приближенный к расчетному для рассматриваемого участка местности при текущем для момента посадки угле Солнца над горизонтом. Этот сигнал будет измеряться при помощи цифровых видеокамер, которые в процессе посадки должны определять наиболее освещенный ровный участок местности



рисунок 1. Цифровой снимок выбранного места посадки (256 оттенков серого цвета)

и подавать сигналы системе управления КА для спуска в полностью бестеневую площадку. Такой снимок возможного района посадки представлен на рисунке 1.

При решении задач посадки спускаемого КА в выбранную точку лунной поверхности предлагается использовать бортовые системы, состоящие из цифровых видеокамер и блока анализа получаемого в результате съемки изображения поверхности, который имеет связь с системой управления КА и подает необходимые управляющие воздействия на двигатели коррекции по горизонту.

Для обеспечения высокой точности и повышения скорости анализа предлагается динамический метод оценки рельефа подстилающей поверхности, при котором поле зрения камеры разбивается на несколько участков, в каждом из которых производится измерение суммарной яркости подстилающей поверхности. Выбранный участок с максимальным значением яркости соответствует месту с безопасным рельефом для посадки, тогда как соседние участки поля зрения с пониженным уровнем яркости индицируют области со сложным рельефом и наличием теней. По мере снижения КА происходит сокращение участка анализируемой местности в кадре камеры, и в итоге когда тени полностью пропадают из поля зрения камеры, система управляемым спуском прекращает свою работу и КА производит посадку в баллистическом режиме с использованием параметра высоты для управления торможением. Данная схема представлена на рисунке 2.

Стоит отметить, что в общем случае на баллистической стадии мягкой посадки КА точка, в которую он должен сесть, скорее всего будет не

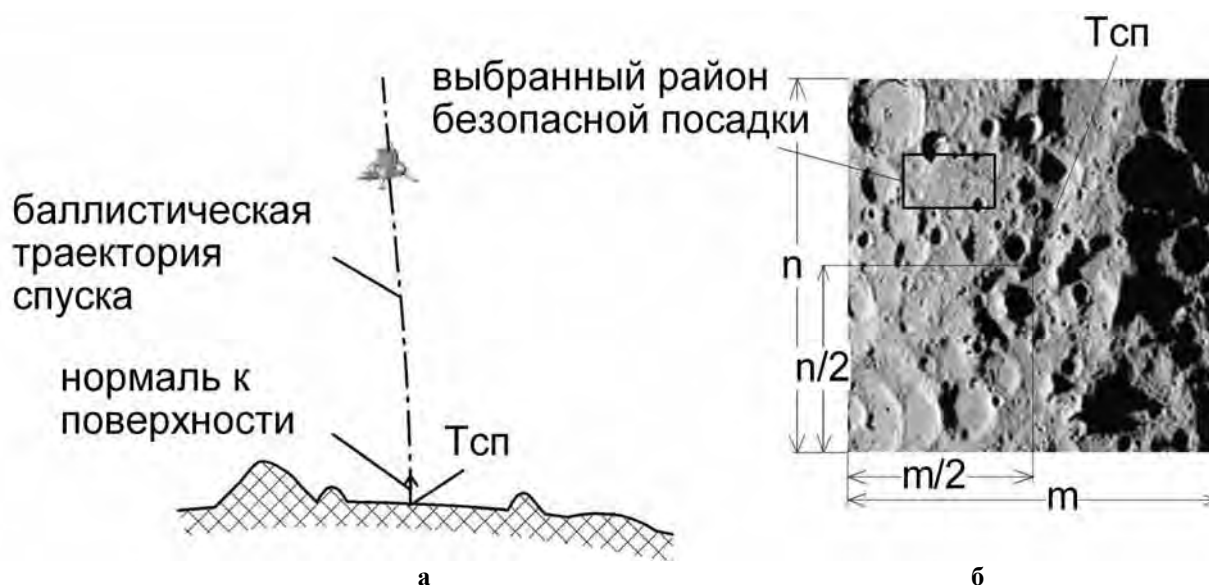


рисунок 2. Динамический способ определения безопасного района посадки

соответствовать центру видимых в надире изображений (при сохранении горизонтальных составляющих скорости точка надира будет постоянно перемещаться по поверхности Луны). В связи с этим для упрощения математического аппарата при определении линейных отклонений между точками посадки при баллистическом и светотеневом методе и формировании команд для управления КА по горизонту необходимо до некоторой высоты H_1 погасить горизонтальные составляющие вектора скорости таким образом, чтобы выбранный район посадки оказался вблизи надира. Начиная с этой высоты спуск будет вертикальным и подспутниковая точка, являющаяся при баллистическом методе одновременно точкой посадки, будет совпадать с центром снимаемого изображения (рисунок 3а).

На рисунке 3б показан вид участка лунной поверхности вблизи выбранного места для посадки. Это изображение может быть сопоставлено с полученными на подготовительных этапах снимками участков этой же поверхности, что позволяет определить положение безопасного участка относительно центра снимка. Во время дальнейшего спуска выбранный участок должен оказаться в центре кадра. Поскольку более детальных снимков области посадки нет, дальнейший анализ поверхности Луны будет осуществляться следующим образом.

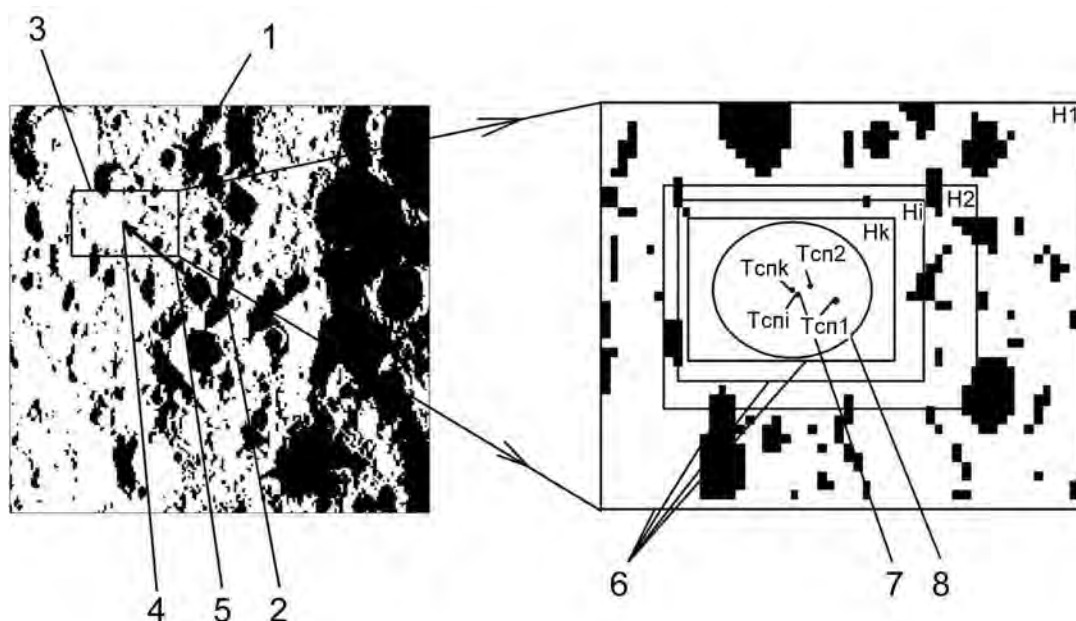
Для функционирования системы достаточно применение видеокамер, формирующих монохромное изображение (черно-белое), в котором отдельные элементы, яркостью ниже некоторого



а – вид сбоку;

б – вид сверху в момент гашения горизонтальных составляющих скорости (снимок камеры).

рисунок 3. Вариант реализации метода упрощенного определения горизонтального смещения места посадки



- 1 – укрупненный район посадки;
- 2 – точка предполагаемой посадки при баллистическом спуске;
- 3 – уточненный район посадки по результатам начальной итерации светотеневого метода;
- 4 – уточненная точка посадки после первой итерации;
- 5 – линейное отклонение между предполагаемой и фактической точкой посадки после первой итерации;
- 6 – уточненные районы посадки, вычисляемые для высот $H_p, H_2, \dots, H_k$;
- 7 – окончательная точка посадки;
- 8 – окончательный район посадки по результатам последней итерации метода.

рисунки 4. Последовательность алгоритма при динамическом способе определения безопасного района посадки для монохромного изображения

заданного порогового значения, имеют черный цвет, остальные – белый. Тогда можно разделить яркость участков кадра по значениям 0 и 1, где 1 – соответствует белому (рисунки 4).

Рассмотрим подробнее порядок анализа изображения. Кадр представляет собой прямоугольную цифровую картинку участка местности, снятую на высоте H_k и состоящую из $n \times m$ (формат используемой матрицы) отдельных элементов. Для каждого отдельного элемента, предоставляющего собой определенный малый участок поверхности, определяется яркость J . В результате этой операции получается массив данных $J(i, j)$, где i, j – строка и столбец отдельного элемента в кадре. Далее производится программно-математический анализ этого массива методом циклического перебора точек (возможно применение различных алгоритмов) и выбирается точка с координатами $x_0(H_k); y_0(H_k)$ изображения, такая, что для точек вокруг нее, удовлетворяющих неравенству $x^2 + y^2 \leq R_{кр}^2$, должны выполняться следующие условия: радиус круга рассматриваемой площадки $R_{кр}$ должен быть максимальным, при этом средняя яркость элементов J_{cp} , входящих в него, должна быть максимально приближенной к значению яркости абсолютно ровной площадки при заданных условиях.

Требуемая область посадки в виде окружности

с радиусом $R_{кр}$ в случае использования монохромных изображений ищется по довольно простому алгоритму: сумма яркостей всех элементов, попадающих в рассматриваемую окружность с координатами центра $x_0(H_k); y_0(H_k)$, должна быть максимальной и в идеале равной количеству элементов, находящихся внутри круга.

В результате получаются значения горизонтального смещения в координатах элементов снимка, на которые необходимо переместить КА:

$$\Delta x = x_0(H_i) - \frac{m}{2}; \Delta y = y_0(H_i) - \frac{m}{2},$$

где $x_0(H_i), y_0(H_i)$ – координаты точки выбранного участка посадки на высоте H_i ;

m, n – количество строк и столбцов матрицы телекамеры.

Затем производится их пересчет в соответствующие управляющие команды к двигателям коррекции для обеспечения посадки в безопасный район, определенный по методике светотеневого анализа видеоизображения.

При применении монохромных изображений в области, удовлетворяющие критериям безопасной посадки по параметру яркости попадают обращенные к Солнцу склоны кратеров и холмов, которые не удовлетворяют заданным требованиям безопасного района посадки в части наклона местности.

Возникшую проблему возможно решить, произведя предварительный картографический анализ предполагаемого района посадки, и выбрать такое время, когда направление солнечных лучей и их угол над горизонтом позволят однозначно определить по рассматриваемой методике наиболее безопасный участок посадки.

При реализации предложенного метода должны быть обеспечены следующие условия:

1. Предварительный выбор места посадки на основании анализа светотеневой обстановки в месте посадки, полученной при различных условиях освещения.
2. Планируемое время проведения посадки должно относиться к благоприятным для управляемой посадки условиям освещения поверхности.
3. Разрешение ТВ-камеры должно обеспечивать во время всех съемок с заданных высот возможность выделять на поверхности объекты, размеры которых превышают предельно допустимые и которые представляют собой препятствие для безопасной посадки по фотометрическому признаку;
4. Система должна выполнять в реальном времени все необходимые операции, позволяющие ей своевременно выдавать корректирующие воздействия для обеспечения посадки в требуемую точку поверхности.

2. Алгоритм работы измерительного комплекса

Исходя из баллистических данных, определяют требования, предъявляемые к алгоритмам обработки информации. Одним из основополагающих требований, предъявляемых к системам обеспечения управляемой мягкой посадки посредством светотеневого анализа видеоизображения подстилающей поверхности, является максимально возможная минимизация длительности цикла обработки информации. Кроме того, возникает задача повышения надежности измерений и вычислений, а также минимизации вероятности сбоя слежения за измеряемыми параметрами и времени восстановления в случае возникновения сбоя. Указанные характеристики должны сохраняться в широком диапазоне высот. Это требование может быть удовлетворено за счет использования двухканальных алгоритмов обработки информации (Гришин В.А., 2008).

С учетом предъявляемых к системе управляемого спуска требования, последовательность работы строится следующим образом:

1. На расчетной высоте H_1 происходит включение системы управляемого спуска и производится съемка района посадки ТВ-камерами.
2. Одновременно со съемкой определяются компоненты вектора скорости КА.
3. Полученное изображение района спуска передается в бортовой компьютер, и производится его анализ, в результате чего определяется в первом

приближении безопасный участок посадки.

4. Определяются линейные отклонения точки посадки в безопасный район от точки баллистической посадки и необходимые приращения компонент вектора скорости КА в рассматриваемый момент.

5. Данные передаются в систему управления, которая на их основе формирует управляющие воздействия для двигательной установки с учетом запаздывания и качества системы управления, и происходит коррекция траектории.

6. Далее на высотах $H_2 \dots H_k$ все операции повторяются вновь до тех пор, пока с требуемой точностью и вероятностью система не определит, что КА садится в безопасный район посадки. Критерием будет полное отсутствие теней в кадре. После этого система прекращает свою работу и КА садится по баллистическому методу.

закключение

Разработана и предложена новая концепция управляемой посадки в безопасный район пересеченной местности безатмосферного космического тела посредством светотеневого анализа видеоизображения подстилающей поверхности.

Основными достоинствами предлагаемой концепции являются:

- использование существующих технологически отработанных телекамер;
- применение несложного математического аппарата для обработки изображения, позволяющего обеспечивать своевременное управление спуском.

Предложенную концепцию обеспечения посадки в безопасные районы Луны целесообразно рекомендовать для реализации в ходе выполнения отечественной космической программы «Луна-Глоб», предусматривающей посадку космической станции на поверхность Луны.

список литературы

Гаврилов Ю.В., Горюжанкина О.В. Картографический дизайн. Ч. I. Техника и методика светотеневого отображения рельефа в программе AdobePhotoshop: Метод. указания. Новосибирск: СГГА, 2006.

Гришин В.А. Алгоритмы измерения высоты и компонент скорости по телевизионным изображениям при посадке на Фобос // Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». Таруса, 2008.

Медведев Е.М., Данилин И.М., Мельников С.Р. Лазерная локация земли и леса: Учеб. пособие. 2-е изд., перераб. и доп. М.:Геолитар, 2007.

Чертюк Б.Е. Ракеты и люди. Кн. 2. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1999.

Статья поступила в редакцию 20.03.2012 г.

К ВОПРОСУ РАСЧЕТА СТОЙКОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ЧАСТИЦ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА



Д.Б. Добрица,
кандидат технических
наук, ФГУП «НПО
им. С.А. Лавочкина»,
Россия, Московская
область, г. Химки,
dobrica@iaspace.ru;
D.B. Dobritsa

В статье рассматриваются проблемы применения и совершенствования моделей космического мусора при проектировании средств противометеорной защиты космического аппарата (КА). Разработан способ расчета стойкости элементов конструкции КА на базе сопряжения доработанной пространственной модели распределения частиц космического мусора и баллистических предельных зависимостей (БПЗ) для расчетного элемента.

Ключевые слова: космический мусор;
противометеорная защита;
высокоскоростное соударение;
баллистическая предельная зависимость.

Постоянный рост количества космического мусора (КМ) может иметь катастрофические последствия не только для запуска тех или иных аппаратов на орбиту, но и для исследований космоса. Загрязненность космоса с каждым годом продолжает увеличиваться, в связи с этим растет риск столкновений, причиняющих повреждения космическим аппаратам.

Наиболее засорены те области орбит вокруг Земли, которые чаще всего используются для работы КА. Это низкие околоземные орбиты (НОО) и геостационарная орбита (ГСО).

По данным системы контроля космического пространства США, общее количество каталогизированных космических объектов (КО) по состоянию на 31 декабря 2008 года составило около 12,5 тысяч объектов с общей массой около 63000 тонн (Klinkrad H., 2009). В 2007–2009 гг. произошло несколько крупных разрушений КО, значительно увеличивших популяцию КМ в НОО. Наиболее существенный рост количества КМ связан с преднамеренным разрушением китайского космического аппарата «Fengyun-1C» в январе 2007 г., в результате чего образовалось примерно 2800 элементов мусора размером порядка 10 см и более, которые идентифицированы и отслеживаются средствами наблюдения. Последнее масштабное раз-

ABOUT A QUESTION OF CALCULATION OF RESISTANCE OF CONSTRUCTION ELEMENTS OF THE SPACECRAFT AT INFLUENCE OF PARTICLES OF ORBITAL DEBRIS

In article problems of application and improvement of models of orbital debris at design of means of debris protection of the spacecraft are considered. The way of calculation of resistance of the spacecraft's construction elements on the basis of interface of modified spatial model of space debris particles distribution ballistic limit curves is developed for a calculated element.

Key words:
orbital debris;
debris protection;
hypervelocity impact;
ballistic limit curve.

рушение космических аппаратов произошло в начале 2009 года при столкновении действующего американского КА «Iridium-33» и выведенного из эксплуатации российского «Космос-2251» (Проблемы космической деятельности, обусловленные техногенным засорением околоземного космического пространства, ионизирующими излучениями космического пространства и астероидно-кометной опасностью, 2010).

Общая закономерность распределения по размерам искусственных космических объектов сходна с аналогичной закономерностью для метеорных тел – с ростом размеров объектов их количество убывает. Поскольку на околоземных орбитах все искусственные объекты движутся с близкими скоростями ($\sim 8 \text{ км} \times \text{с}^{-1}$), скорости столкновения объектов могут лежать в диапазоне $\sim 0,1\text{--}16 \text{ км} \times \text{с}^{-1}$ в зависимости от взаимной ориентации их орбит. Для моделирования и оценки опасности столкновений КА с телами, входящими в состав космического мусора, рекомендовано использовать значение средней относительной скорости $10 \text{ км} \times \text{с}^{-1}$, при этом средняя плотность техногенных частиц принимается равной $4,0 \text{ г} \times \text{см}^{-3}$.

Кинетическая энергия твердых частиц с такой скоростью достаточна для пробития одиночной стенки, толщина которой в несколько раз превышает размер самой

частицы, поэтому потенциально опасными для тонкостенных критичных элементов КА являются частицы, размер которых начинается с долей миллиметра.

В соответствии с отраслевым стандартом ОСТ 134-1031-2003 «Общие требования по защите космических средств от механического воздействия частиц естественного и техногенного происхождения» (п.5.6), показателем стойкости космических средств к механическому воздействию высокоскоростных частиц естественного и техногенного происхождения является вероятность его неповреждения в течение срока эксплуатации, которая рассчитывается на основе модели космической среды и баллистических предельных зависимостей, устанавливающих связь между размером, скоростью и углом соударения частицы, удар которой приведет к потере работоспособности элемента КА.

Описание модели засоренности рабочей орбиты частицами естественного и искусственного происхождения входит в материалы проектной документации на КА (см. ОСТ 134-1031-2003), поэтому актуальной проблемой при проектировании средств экранной защиты КА является использование инструментария, позволяющего производить расчеты стойкости элементов конструкции на базе сопряжения рабочей пространственной модели распределения частиц (в данном случае речь идет о космическом мусоре) и БПЗ для расчетного элемента, устанавливаемых либо экспериментальным путем, либо с использованием эмпирических зависимостей для одно- и двухслойных конструкций, либо путем численного моделирования (для n -слойных, неметаллических, сеточных конструкций и т.д.).

Оценки интенсивностей потоков частиц КМ на конкретных высотах проводятся на основе расчетных моделей, описывающих метеорные условия и распределение космического мусора. В нашей стране ГОСТ Р 25645.167–2005 «Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве» устанавливает модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества размером более 0,1 см на удалении от поверхности Земли от 200 до 2000 км в произвольный момент времени с 2000 г. по 2025 г. Стандарт предназначен в том числе для использования в расчетах при определении условий функционирования и полета космических аппаратов в околоземном пространстве. Созданная на базе него модель в международной практике известна как SDPA (Space Debris Prediction and Analysis). Наиболее известные созданные за рубежом компьютерные модели – ORDEM 2000 (Orbital Debris Engineering Model) (Lion J. C. et al., 2002) и MASTER 2001 (Meteoroid And Space debris Terrestrial Environment Reference model) (Wegener P., Bendisch J. et al., 2004), разработанные в NASA и ESA соответственно. Эти модели созданы на основе данных, полученных при исследовании космического пространства (приборами, устанавливаемыми на метеорологических ракетах, спутниках, и т.д.) и в результате наземных измерений (радиолокационными и оптиче-

скими средствами).

Модель ORDEM 2000 применима для исследования околоземного пространства на высотах от 200 км до 2000 км. Интервал прогнозирования: 1991–2030 гг.

Модель MASTER 2001 (ESA Meteoroid and Space debris Terrestrial Environment Reference) применима для исследования околоземного пространства вплоть до высот геостационарной орбиты. Интервал прогнозирования: 1960–2050 гг. В MASTER 2001, в отличие от ORDEM 2000, плотность потока – это поток частиц через поверхность некоторого объекта сферической формы с площадью поперечного сечения 1 м².

В российской модели SDPA, разработанной в Центре космических наблюдений Росавиакосмоса, рассматриваются не отдельные составляющие космического мусора, а пространственное распределение их концентрации, а также величины и направление скорости космических объектов. Характеристикой модели является метод моделирования динамики среды техногенного мусора, позволяющий эффективно отслеживать влияние различных факторов, в частности, активности Солнца. Текущее состояние загрязнения околоземного космического пространства (ОКП) характеризуется зависимостью концентрации космического мусора от высоты и широты точки и статистическими распределениями величины и скорости частиц в инерциальной системе координат. Эти характеристики построены на базе комплексного использования доступной измерительной информации и различных априорных данных (Назаренко А.И., 2002).

В таблице 1 приведены сравнительные характеристики для моделей космического мусора.

По модели SDPA, представленной в виде компьютерной программы, можно рассчитать ожидаемый поток космического мусора на любых орбитах и на заданное время (до 2025 г.), а также определить вероятность пробоя элементов конструкции космического аппарата частицами космического мусора (что не позволяет осуществить модель MASTER). Однако в практических расчетах стойкости элементов КА под воздействием космического мусора невозможно обойти ряд ограничений, заложенных в этой программе. Наиболее значимые из них следующие:

- существует ограничение по размеру частиц (рассматриваются частицы КМ диаметром более 1 мм), хотя высокоскоростные частицы размером 0,1...1 мм являются основным источником опасности для тонкостенных элементов конструкции КА;
- для задачи расчета вероятности пробоя рассматривается ограниченный набор баллистических кривых, встроенный в программу (в случае отклонения пользователь должен самостоятельно произвести доработку используемых библиотек), что не очень удобно на практике (например, при подборе оптимальной метеорной защиты);
- модель предназначена только для исследования потоков космического мусора; исследование воздействия других внешних факторов космического пространства (спорадические метеорные тела, а также частицы, принадлежащие сезонным метеорным

таблица 1 – Модели космического мусора

модели	MASTER 2001	ORDEM 2000 (EVOLVE)	SDPA-E (SDPA 2000)
высоты	200 – 45164 км	200–2000 км	300–2000, 35400–36200 км
D минимум	0,001 мм	0,01 мм	1 мм
источники	отдельные	сумма	сумма
концентрация	да	да	да
удельный поток относительно КА	да	да	да
относительная скорость	да	да	да
подход	детерминированный	смешанный	стохастический
расчет вероятности пробоя	нет	нет	да

потокам) не предусмотрено.

Для проведения расчетов вероятности пробоя элементов конструкции различных околоземных аппаратов необходимо использование расчетной модели, лишенной указанных ограничений. Поэтому, с одной стороны, следовало дополнить табличные данные (ГОСТ Р 25645.167–2005, 2005) (используя математические методы экстраполяции) для учета вклада частиц КМ диаметром менее 1 мм, а также расширить временной интервал прогноза концентрации частиц КМ за пределы 2025 г. С другой стороны, необходимо сопряжение пространственной модели распределения КМ с расчетным блоком, имеющим встроенную модель пространственного распределения спорадических метеорных тел и метеорных частиц, принадлежащих сезонным потокам, а также реализующим современные наработки в области высокоскоростных соударений применительно к большому объему вычислений (расчет 10^6 – 10^7 различных вариантов соударений) в пределах одной задачи.

Характеристики пространственно-временного распределения космических объектов по данным (ГОСТ Р 25645.167–2005, 2005) определяются для восьми диапазонов их размеров (таблица 2).

Анализ данных таблицы показывает, что плотность космических объектов (КО) изменяется линейно в зависимости от диапазона, также линейно изменяется логарифм средней массы. Поэтому характеристики более мелких диапазонов размеров были подобраны с сохранением этих зависимостей (таблица 3). Экстраполяция проводилась при помощи метода наименьших квадратов (Мак-Кракен Д., Дорн У., 1977).

В таблице 3 приведены шесть дополнительных диапазонов КО, подобранных с помощью экстраполяции зависимости средней массы от плотности (или

от номера диапазона) полиномом 1-й степени. Размеры для каждого диапазона подбирались разбиением каждого j -го диапазона на 10 поддиапазонов с равным шагом по размеру.

На рисунке 1 представлены данные совокупных измерений плотности потока частиц космического мусора как функции размеров частиц (Технический доклад о космическом мусоре, 1999) с современным дополнением автора модели SDPA А.И. Назаренко. Сравнение с приведенной на том же графике плотностью потока метеорных тел показывает, что плотность потока КМ превышает плотность потока метеорных тел практически во всем диапазоне размеров.

Согласно (ГОСТ Р 25645.167–2005, 2005) значения функции, характеризующей плотность потока космических объектов j -го диапазона размеров относительно инерциальной системы координат в зависимости от высоты и широты точки $Q(h, \phi)_j$, $\text{м}^2 \times \text{год}^{-1}$, вычисляют в процессе математического моделирования по формуле

$$Q(h, \phi)_j = \rho(h, \phi)_j \bar{V}_t(h),$$

где $\rho(h, \phi)_j$ – концентрация космических объектов для j -го диапазона размеров в зависимости от высоты и широты точки; $\bar{V}_t(h)$ – средняя тангенциальная составляющая скорости.

Средние значения тангенциальной составляющей скорости приведены в таблице п. 6.1 (ГОСТ Р 25645.167–2005, 2005), и являются функцией высоты и диапазона размеров. Для дополнительных диапазонов проведена экстраполяция полиномом 2-й степени.

Основной проблемой при доработке модели (ГОСТ Р 25645.167–2005, 2005) являлась достоверность экстраполяционных прогнозов плотности потока КО относительно инерциальной системы координат, распространяемых на дополнительные диапазоны

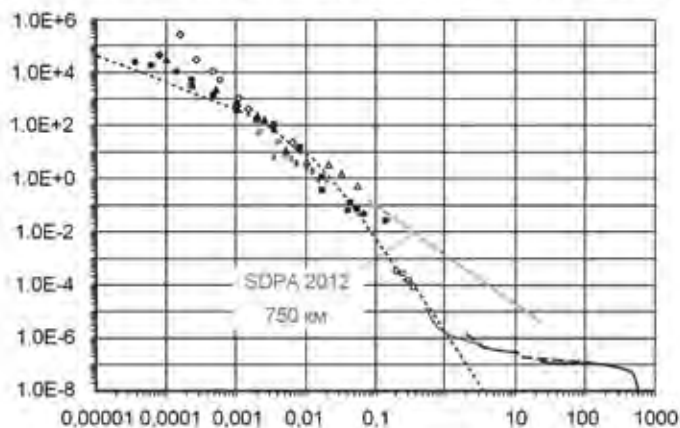
таблица 2 – Разбиение размеров и средней массы КО на диапазоны

наименование показателя	диапазон размеров для j							
	1	2	3	4	5	6	7	8
размеры, см	0,1-0,25	0,25-0,5	0,5-1,0	1,0-2,5	2,5-5,0	5,0-10	10-20	> 20
средняя масса, г	0,0086	0,058	0,28	1,8	10	64	363	3E+05
плотность, г/см ³	2,5	2,7	2,9	3,1	3,3	3,5	3,7	3,9

таблица 3 – Дополнительные диапазоны размеров КО

наименование показателя	диапазон размеров для j					
	-5	-4	-3	-2	-1	0
размеры, см	0,005-0,008	0,008-0,015	0,015-0,025	0,025-0,044	0,044-0,077	0,077-0,13
средняя масса, г	2,17E-07	1,27E-06	7,48E-06	4,39E-05	2,57E-04	1,51E-03
плотность, г/см ³	1,3	1,5	1,7	1,9	2,1	2,3

приблизительные измерения потока мусора на НОО по размерам объектов



рисунк 1. Распределение потока космического мусора и метеорного вещества по размерам частиц

размеров КО. Выбранный вид функциональной зависимости подбирался таким, чтобы характер экстраполяционной кривой приближался к усредненной зависимости величины потока КМ на НОО от размера объектов согласно приведенным на рисунке 1 данным.

На рисунке 2 приведены результаты экстраполяции данных (ГОСТ Р 25645.167–2005, 2005) по методу наименьших квадратов для одного из табличных потоков КМ (для широты 87,5° и высоты 750 км) с использованием трех разных видов функциональной зависимости.

Как видно из рисунка 2, наиболее предпочтительным является использование полинома 1-й степени. Экстраполяция полиномом 2-й степени внешне наиболее соответствует исходным данным, но в результате значительно отклоняется от приведенного здесь фрагмента усредненной экспериментальной кривой. Экстраполяция без использования логарифмирования по оси ординат приводит к явно заниженным значениям.

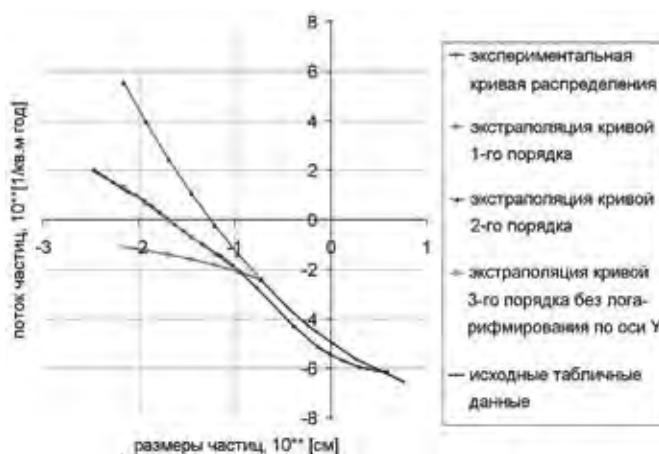
Необходимость применения экстраполяции возникает также при использовании данных, применяемых для прогнозирования потока КО на длительном временном интервале. Среднее число столкновений КА сферической формы с техногенным веществом разного размера $N(t_1, t_2)_j$ в интервале времени (t_1, t_2) определяют по формуле

$$N(t_1, t_2)_j = P_j [F(t_2) - F(t_1)],$$

где P_j – поток техногенного вещества для j -го диапазона размеров;

$F(t)$ (годы) – функция, учитывающая влияние изменения потока техногенного вещества в интервале прогноза от начального момента времени t_0 до момента времени t .

Табличные значения функции рассчитаны в зависимости от размеров техногенного вещества, высоты h , для которой определены значения потока P_j , а также при различных гипотезах об интенсивности образования техногенного вещества на интервале прогноза, характеризующих коэффициентом технической политики K . Прогнозы рассчитаны до 2025 года. Для возможности работы с КА, срок эксплуатации которых заканчивается позднее, значения функции $F(t)$ были экстраполи-



рисунк 2. Результаты экстраполяции табличных данных плотности потока частиц КМ

рованы полиномом 2-й степени до 2050 года.

Проведенные мероприятия по преодолению ограничений приводят к возможности расчета потока техногенного вещества относительно объекта, находящегося на околоземной орбите – в том числе на эллиптической орбите (путем применения сферической тригонометрии возможно рассчитать углы столкновения движущейся по эллиптической орбите ориентированной площадки с КО, движущимися по круговым орбитам).

Достоверность полученных данных проверялась путем сравнения расчетных данных потоков КМ с аналогичными, полученными по наиболее известным моделям. В качестве примера для сравнения был выбран вариант движения по солнечно-синхронной круговой орбите с высотой 720 км и наклоном 98° (таблица 4).

В таблице 4 приведены результаты расчета интегрального потока частиц КМ с массой больше заданной, пересекающих сферическую поверхность, диаметрального сечения которой равно 1 м², за один год функционирования КА по известным моделям КМ и представленной методике соответственно.

Результаты сравнения показывают, что результаты расчета по ORDEM 2000 превышают полученные

таблица 4 – Интегральные потоки частиц космического мусора

расчетная модель размер, мм более	MASTER 2001	ORDEM 2000	SDPA	расчет по приведенной методике
0,1	2,02E+01	1,11E+02		1,72E+01
1	5,46E-02	2,11E-01	1,36E-02	3,92E-02
10	7,77E-05	4,09E-05	5,32E-05	7,41E-05
100	5,27E-06	4,63E-06	2,87E-06	2,96E-06

почти во всем диапазоне, в то время как данные по модели SDPA несколько ниже соответствующих расчетных данных по представленной методике.

Для оценки вероятности пробоя конструкции необходимо использование данных, характеризующих поток высокоскоростных частиц на данный элемент (размер частиц, плотность потока, скорость соударения, угол подлета), а также физических характеристик соударяющихся тел.

В качестве основных формул для оценки воздействий высокоскоростных частиц в данной работе были выбраны соотношения, допускающие использование в широком диапазоне основных входных параметров, таких как скорость соударения, угол встречи, материал преграды и т.п. Для пробоя одиночной стенки использовалось следующее баллистическое уравнение (Инженерный справочник по космической технике, 1977):

$$L = 2,83 \left(\frac{m_0}{\rho_0} \right)^{1/3} \left(\frac{\rho_0 v_0 \cos \theta}{\rho c} \right)^{2/3},$$

где L – глубина кратера, см; m_0 – масса метеорной частицы, г; c – скорость звука в преграде, км/с; v_0 – скорость соударения, км/с; θ – угол между вектором скорости частицы и нормалью к поверхности; ρ_0 – удельный вес частицы, г/см³; ρ – плотность материала монолитной преграды, г/см³.

С учетом того, что разрушение конструкции наступает при толщине преграды

$$t_n = 1,8 \times L,$$

конструкция будет разрушена метеорными (техногенными) частицами, масса которых

$$m_{\text{до}} \geq m = \frac{t_n^3 \rho_0}{(1,8)^3 (2,83)^3 \left[(\rho_0 / \rho) (v \cos \theta / c_i) \right]^2}.$$

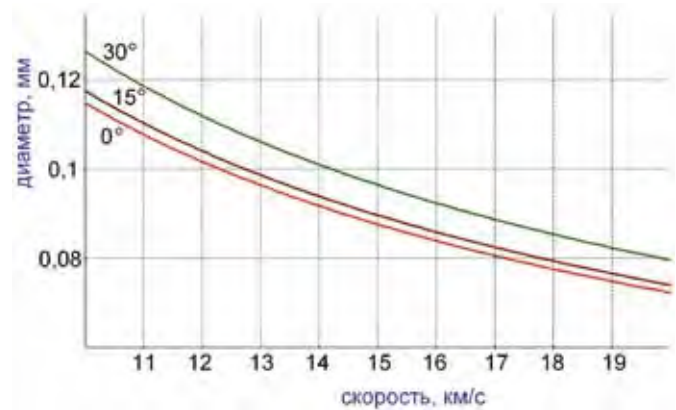
Или, переходя от массы к диаметру, для критического диаметра пробивающей частицы

$$d_{\text{до}} = \frac{t_n}{4,104 \left(\frac{\rho_0}{\rho_i} \right)^{2/3} \left(\frac{v_0 \cos \theta}{c_i} \right)^{2/3}}, \text{ см}, \quad (1)$$

где t_n – толщина монолитной преграды, см.

При введении в расчет экранной защиты необходимо использовать соотношения для двойной стенки (так называемая защита Виппла). Для оценки критической массы частицы, пробивающей стенку конструкции с защитным экраном, использовалось известное баллистическое уравнение для двойной стенки Кристиансена и Керра (Christiansen E.L., Kerr J.H., 2001).

Представление о том, насколько верно выбран нижний диапазон размеров для расчетной модели КМ, дает БПЗ, построенная по соотношению (1) для одиночной стенки из АМг6 толщиной 0,5 мм, при про-



рисунки 3. Баллистическая предельная зависимость для одиночной стенки из АМг6 толщиной 0,5 мм

битии ее частицами плотностью 1,5 г/см³ под углом 0, 15 и 30° (рисунки 3) в характерном для соударения с частицами КМ диапазоне скоростей 10–20 км/с.

Вероятность отсутствия критического повреждения (ВОКП) нерезервированной системы при экспоненциальном законе распределения надежности определяется выражением

$$P(t) = e^{-\bar{N}},$$

где $\bar{N}$ – усредненное число пробоев за время эксплуатации.

Среднее число пробоев $\bar{N}$ можно оценить по формуле

$$\bar{N} = n(d_0) \cdot S \cdot T,$$

где $n(d_0)$ – плотность пробивающего потока метеороидных (техногенных) частиц, м⁻²×г⁻¹, рассчитываемая с использованием модели метеороидной (техногенной) среды; S – площадь элемента, м²; T – время эксплуатации, лет.

На следующем этапе исследовалась доля техногенного вещества в пробивающем потоке высокоскоростных частиц, воздействующих на КО, находящийся на солнечно-синхронной круговой орбите с высотой 720 км и наклонением 98° (как в примере для расчета техногенных потоков). Воздействие метеорных частиц оценивалось на базе наиболее доступной и известной в России модели ГОСТ 25645.128-85 «Вещество метеорное. Модель пространственного распределения», по оригинальной авторской методике расчета. Расчеты ВОКП проводились для сферы с площадью поперечного сечения 1 м², материал АМг6, для двух вариантов конструкции. В первом варианте: толщина одиночной стенки конструкции – 1 мм. Во втором варианте: добавлен внешний экран из АМг6 толщиной 0,3 мм на расстоянии 2 см от основной стенки. Результаты расчета приведены в таблице 5.

Из таблицы видно, что доля техногенного вещества

таблица 5 – Результаты расчета плотности пробивающего потока и ВОК

показатель	вариант 1 – одиночная стенка		вариант 2 – двойная стенка	
вид потока частиц	плотность пробивающего потока, $\text{м}^{-2} \cdot \text{г}^{-1}$	ВОКП	плотность пробивающего потока, $\text{м}^{-2} \cdot \text{г}^{-1}$	ВОКП
спорадические метеороиды	1,017333	0,361558	0,011105	0,988956
сезонные метеороиды	0,007235	0,992791	0,000318	0,999682
техногенное вещество (КМ)	1,143039	0,318849	0,041319	0,959523
итого	2,167607	0,114451	0,052542	0,948815

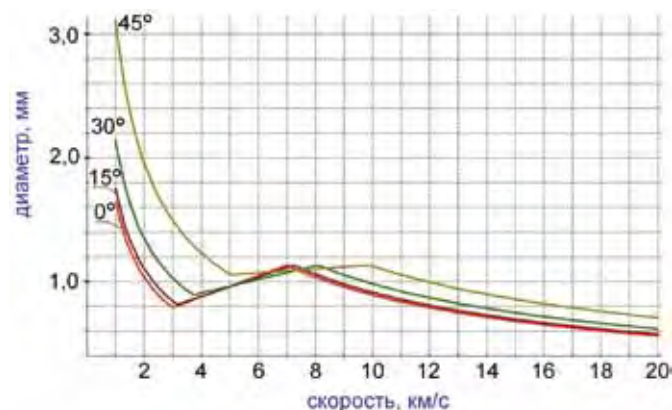


рисунок 4. Баллистическая предельная зависимость для двойной стенки

в пробивающем потоке при нахождении на орбите в одном из наиболее замусоренных участков ОКП даже выше, чем у спорадических метеорных частиц. Это говорит о необходимости как усиления мероприятий по предотвращению дальнейшего загрязнения ОКП, так и дальнейшего совершенствования моделей и методик для учета и парирования этого важнейшего фактора воздействия космического пространства.

Данная таблица также демонстрирует интересный эффект увеличения относительного вклада техногенного вещества в пробивающий поток при переходе к двойной стенке, который объясняется различием поведения функции БПЗ двойной стенки $d_{кр} = f(v_0)$ для трех диапазонов скоростей (рисунок 4).

На рисунке 4 показана баллистическая предельная зависимость для двойной стенки (основная стенка из АМг6 толщиной 1 мм, внешний экран из АМг6 толщиной 0,3 мм установлен на расстоянии 2 см от основной стенки) при соударении с метеорными телами под различным углом по методу Кристиансен и Керр. Как видно из рисунка, для интервалов, соответствующих более низким скоростям соударения v_0 , эффект от применения защитного экрана снижается, что и приводит к увеличению доли потока техногенного вещества (характеризуемого более низкими скоростями по сравнению с метеорными частицами) в пробивающем потоке при переходе к двойной стенке.

Данная работа демонстрирует методический подход к решению проблемы расчета стойкости элементов конструкции КА при воздействии частиц КМ. В результате уточнения параметров Российской модели космического мусора SDPA (Назаренко А.И., 2002) в области низких орбит в частности показано, что в высотном слое от 700 до 900 км число каталогизированных КО выросло

за шесть лет (с 2003 по 2009 г.) в 2,5 раза, достигнув 2350. Результаты уточнения параметров модели SDPA в 2009 г. следует рассматривать как предварительные (Проблемы космической деятельности, обусловленные техногенным засорением околоземного космического пространства, ионизирующими излучениями космического пространства и астероидно-кометной опасностью, 2010). После выхода официальной уточненной модели КМ, с учетом указанных выше факторов резкого увеличения концентрации КМ в последние годы, необходимо проводить корректировку табличных данных (плотности потока КМ и т.д.) для уточнения результатов при расчетах плотности потока или вероятности пробоя элементов КА. При этом в наиболее загрязненных областях ОКП плотность пробивающего потока КМ может в несколько раз превысить соответствующую плотность пробивающего потока метеороидов.

список литературы

- ГОСТ Р 25645.167–2005. Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве. М.: Стандартинформ, 2005.
- Инженерный справочник по космической технике / Под ред. А.В. Солодова. М.: Воениздат, 1977. 430 с.
- Мак-Кракен Д., Дорн У. Численные методы и программирование на фортране. М.: Мир, 1977. 584 с.
- Назаренко А.И. Моделирование техногенного загрязнения околоземного космического пространства // Астрономический вестник, 2002. Т. 36, № 6. С. 555-564.
- Проблемы космической деятельности, обусловленные техногенным засорением околоземного космического пространства, ионизирующими излучениями космического пространства и астероидно-кометной опасностью / Под ред. М.В. Яковлева. М.: ЗАО НИИ «ЭНЦИТЕХ», 2010. 315 с.
- Технический доклад о космическом мусоре. ООН, Нью-Йорк, 1999.
- Christiansen E.L., Kerr J.H. Ballistic Limit Equations for Spacecraft Shielding // Int. J. Impact Engineering, 2001. V. 26. P. 93-104.
- Klinkrad H. Status of Space Debris Environmental in 2008 // ESA Report of the UNCOUPOS STSC, February, 2009.
- Lion J. C., Matney M. J., Anz-Meador P. D., Kessler D. et al. The New NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM 2000 // Johnson Space center, Houston, Texas, USA, 2002. NASA/TP-2002-210780.
- Wegener P., Bendisch J. et al. The MASTER-2001 // J. Advances in Space Research, 2004. V. 34, № 5. P. 959-968.
- Статья поступила в редакцию 01.06.2012 г.

ПРИМЕНЕНИЕ СТАТИСТИЧЕСКОГО АНАЛИЗА ДЛЯ ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ



А.А. Воеводин,
аспирант, ЗАО «Завод
Экспериментального
Машиностроения» РКК
«Энергия»
им. С.П. Королева,
Россия, Московская
область, г. Королев,
alexnet07@mail.ru;
A.A. Vojevodin

В статье рассматривается современный подход к решению проблем, возникающих в процессе обработки и анализа телеметрической информации, полученной при проведении наземных испытаний космических аппаратов серийного производства (транспортный грузовой корабль «Прогресс М»).

Ключевые слова: наземные испытания; телеметрия; статистика; статистический анализ; нештатные ситуации.

В процессе производства и наземной подготовки космических аппаратов (КА) проводится большое количество различных по сложности испытаний. Общей их целью является обеспечение высокой (заданной) надежности КА в полете, способности КА выполнять в полном объеме заданные функции в течение всего жизненного цикла изделия (*Криницкий Е.И.*, 1989).

Испытания космического аппарата – это процесс проверки правильности технических решений, заложенных при проектировании как собственно КА, так и сопутствующих систем.

При испытаниях любая система и КА в целом, к которому предъявляются особые требования по надежности, как к сложной технической системе, может оказаться в ситуации невозможности выполнять заданные функции либо выполнять их только частично. Это может быть следствием многих причин. Процесс наземных испытаний КА направлен на выявление и устранение таких причин и подтверждение надежного функционирования систем КА. В рамках испытаний проводится также проверка соответствия реально достигнутых характеристик заданным в техническом задании, полноты и корректности эксплуатационной документации, удобства эксплуатации.

Система заводских контрольных испытаний (ЗКИ) КА строится на определенных принципах, учитывающих специфику конструкции КА, условий эксплуатации, условий производства, стоимости и т.д.

APPLICATION OF STATISTICAL ANALYSIS FOR TELEMETRY DATA PROCESSING

The article describes the modern approach to solving of problems arising during processing and analyzing of telemetry data, which are acquired during ground test of serial-produced SC (Progress M Cargo Transportation Vehicle).

Key words:
ground test;
telemetry;
statistics;
statistical analysis;
contingency situations.

Важнейшей составной частью процесса заводских контрольных испытаний КА является обработка результатов измерений для подтверждения требуемых характеристик КА. Наиболее значимыми данными о состоянии объекта КА при испытаниях являются данные телеметрической информации (ТМИ).

Процесс ЗКИ КА можно разбить на несколько этапов (рисунок 1):

- 1) проведение воздействий (имитация) на КА, близких к эксплуатационным;
- 2) фиксирование воздействий и реакций на них бортовых систем с помощью телеметрической системы;
- 3) прием и регистрация ТМИ на наземные комплексы приема;
- 4) обработка полученной информации, анализ функционирования систем и приборов КА;
- 5) оценка результатов.

Д – датчики (аналоговые, параметрические, температурные, контактные, электронные ключи и т.д.);
БТМС – бортовая телеметрическая система;
ДПА – датчиково-преобразующая аппаратура.

Основной целью приема, регистрации, обработки и анализа ТМИ с использованием аппаратных и программных средств является информационное обеспечение процесса электрических испытаний изделия в соответствии с требованиями, изложенными в методической и эксплуатационной документации на изделие.

Для обработки и анализа ТМИ применяется специ-



рисунк 1. Функциональная схема процесса проведения ЗКИ

альное программное обеспечение (СПО). В состав СПО входят рабочие программы, которые обеспечивают обработку и анализ телеметрии непосредственно по данному виду испытания (набор параметров, допуски на анализ и т.д.). С помощью программы планирования задается требуемый перечень задач обработки и анализа ТМИ и, при необходимости, изменяется приоритет решаемых задач. Обрабатывается только та информация, которая необходима в данном виде проверки, в зависимости от набора параметров.

Задачи, решаемые аппаратными и программными существующими средствами приема, регистрации, обработки и анализа ТМИ, представлены в таблице.

При проведении испытаний возможны нештатные ситуации, обусловленные появлением несоответствий в функционировании какого-либо телеметрируемого параметра либо самой телеметрической системы. Одной из основных задач испытания КА является оперативное выявление причин нештатных ситуаций, поиск путей и принятие правильного (технического) решения по их устранению.

На оперативность поиска причин, путей решения и устранения выявленных замечаний может повлиять следующее:

- 1) фильтрация достоверной информации. Возможны случаи, когда достоверная информация может быть принята за ложную информацию и наоборот;
- 2) непригодность табличных и графических средств для сравнения результатов. Необходимо дополнительно обрабатывать полученную ТМИ не в соответствии с алгоритмами, реализуемыми в математическом обеспечении комплекса обработки, и не в соответствии с инструкцией;
- 3) отсутствие средств сравнения, необходимых для

выявления замечаний. При штатной работе обрабатывается только то количество параметров, которое задано в инструкции на проверку (в соответствии с требованиями, изложенными в методической и эксплуатационной документации на изделие);

4) неразвитость описания алгоритмов принятия решений. Реализация современных методов управления оценкой состояния объекта возможна при широком использовании методологии принятия решений на основе фактов, а не только на базе субъективных взглядов специалистов, что предполагает внедрение статистических методов анализа при испытаниях;

5) отсутствие средств статистического анализа ТМИ, накапливающейся в ходе испытаний.

Все вышеперечисленное приводит к увеличению затрат как человеческих ресурсов, так и времени на подготовку и подбор данных, необходимых для решения возникших проблем по выявлению замечаний.

При использовании существующих алгоритмов и методов приема, регистрации, обработки и анализа ТМИ, с учетом нестационарности телеметрируемых процессов, ограниченности полученной ТМИ при испытаниях не удастся собрать необходимый для статистических методов оценивания однородный статистический материал. Поэтому для получения статистических характеристик по ТМИ необходимо использовать накопленную к моменту проведения испытаний информацию, в том числе и данные аналогичных проверок предыдущих испытаний КА, формализованный опыт специалистов и т.д. Широкое использование такой априорной информации позволит более полно отобразить картину происходящих процессов при испытаниях КА (Соколова В.П., 2001).

Появление высокопроизводительных персональных компьютеров, устройств накопления данных больших объемов и разработка современных алгоритмов обработки позволяет получить объективную статистическую информацию по результатам испытаний КА. Это позволит сократить время на поиск и принятие решения по устранению возникших замечаний (несоответствий) в процессе ЗКИ КА, повысится надежность систем и агрегатов КА в результате выявления и устранения наиболее слабых мест (потенциально опасных участков с точки зрения надежности).

Новому подходу к решению проблем ЗКИ с использованием статистических характеристик результатов испытаний КА удовлетворяет концептуальная модель применения алгоритмов статистического анализа ТМИ при проведении ЗКИ. Применение таких алгоритмов является основной идеей научного исследования, направленного на создание на базе программных средств такого дополнительного инструмента обработки телеметрии (в дополнение к уже имеющимся комплексам обработки анализа и оценки ТМИ), позволяющего сократить время и силы на поиск причин возникших нештатных ситуаций и поиск путей выхода из них.

Таким образом, необходимость создания дополнительного средства обработки, выполняющего обработку и анализ ТМИ, очевидна.

1. Обработка ТМИ:

таблица – Задачи и решения средств приема регистрации обработки и оценки ТМИ

задачи	механизм решения	средства и методы решения
прием и регистрация ТМИ	фильтрация достоверной информации, достоверных кадров	отбраковки кадра по количеству достоверных информационных слов; обработка служебной информации по калибровочным уровням
	декоммутация	выбор измерительной информации на обработку
	регистрация ТМИ	магнитные и оптические носители комплекса
	документирование информации	выходные печатающие устройства (графики)
обработка и анализ ТМИ	обработка ТМИ в реальном масштабе времени	режим непосредственной передачи ТМИ
	обработка ТМИ в режиме воспроизведения	с магнитных регистраторов
	фильтрация достоверной информации	по точкам подтверждения (обычно по трем)
	анализ ТМИ	в соответствии с алгоритмами, реализуемыми в математическом обеспечении комплекса
	отображение информации	на дисплеях комплекса
	документирование информации	выходные печатающие устройства (таблицы, графики)
оценка ТМИ	сравнение реального поведения телеметрического параметра	на соответствие с инструкцией

- обработка всего потока ТМИ с сохранением полученной ТМИ как единой базы, что позволит обращаться к требуемой информации в любой момент времени без повторной обработки, сократить время на поиск, накопить достаточное количество априорной информации, при этом для предполагаемой ложной информации вести отдельную базу для дальнейшего анализа (для подтверждения ложности информации);
- ведение отчетов функционирования телеметрируемых параметров по предыдущим изделиям.

2. Анализ ТМИ:

Основной задачей статистического анализа является обнаружение связи между процессами, определение вида и количественной характеристики этой связи (Кулаичев А.П., 2011).

Статистический анализ ТМИ необходимо проводить с применением алгоритмов и методов статистической обработки, т.е. вести статистику по каждому параметру, проводить анализ взаимосвязей.

Как отмечалось выше, одной из основных задач испытания КА является оперативное выявление причин нештатных ситуаций (замечаний), т.е. определение причинно-следственных связей. Для анализа таких связей одни события (процессы, действия) выступают в качестве независимых признаков (факторы), обуславливающих изменение других зависимых или результативных признаков (результаты). Связь между независимыми признаками и результативными признаками может быть функциональной или корреляционной. Функциональные связи характеризуются полным соответствием между изменением фактора и изменением результата, т.е. каждому значению факторного признака соответствует строго определенное значение результативного признака. В корреляционной связи между изменением факторного и результативного признака нет такого полного соответствия, воздействие факторов проявляется лишь

в среднем при массовом наблюдении фактических данных.

Иными словами, анализ ТМИ необходимо проводить применяя факторный, корреляционный, причинно-следственный и другие статистические методы.

В заключение необходимо отметить:

1. При создании алгоритмической базы статистической обработки и анализа ТМИ необходимо учитывать, что методы математической статистики чрезвычайно чувствительны к нарушению основных допущений. Поэтому при использовании этих методов в алгоритмах прикладных задач обработки ТМИ большое внимание должно быть уделено основным ограничениям и области их возможного применения.
2. Алгоритм статистической обработки телеметрической информации результатов наземных испытаний при ЗКИ в нашем случае разрабатывается для серийных космических аппаратов, транспортных грузовых кораблей «Прогресс» и их последующих модификаций (применяемые в пилотируемой программе международной космической станции) как наиболее стабильным по составу и задачам.
3. Используемый опыт создания алгоритмов статистической обработки и анализа ТМИ следует распространить на пилотируемые КА «Союз» и их последующие модификации.

список литературы

Кринецкий Е.И. Основы испытаний летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1989. 312 с.

Кулаичев А.П. Методы и средства комплексного анализа данных: учебное пособие. 4-е изд., перераб. и доп. М.: ФОРУМ: ИНФРА-М, 2011. 512 с.

Соколова В.П. Статистические методы анализа безопасности сложных технических систем: учебник. М.: Логос, 2001. 231 с.

Статья поступила в редакцию 04.05.2012 г.

МЕТОДЫ ОЦЕНКИ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВНЕДРЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ



В.М. Романов,
кандидат экономических наук*,
romanov@laspace.ru;
V.M. Romanov**

В статье предложена система показателей для оценки эффективности внедрения информационных технологий. Рассмотрены основные затраты и выгоды от внедрения автоматизированных информационных систем управления на предприятиях космической отрасли.

Ключевые слова: космическая отрасль; информационная система; эффективность внедрения АИСУП; выгоды; затраты.

Введение

При разработке наукоемкой продукции, помимо управления стоимостью и сроками выполнения, необходимо управлять потоками данных о продукции, процессом передачи документов между участниками разработки как внутри, так и вне предприятия, а также рядом других задач.

Чтобы эффективно управлять большим количеством совместных работ, параллельно текущих процессов, необходимо учитывать и контролировать одновременно сотни показателей, каждый из которых делится на десятки составляющих. Используя только лишь административные, организационные методы, задачу управления в таком виде деятельности, как научно-исследовательские опытно-конструкторские работы (НИОКР) по разработке летательных аппаратов ближнего и дальнего космоса, не решить.

В современных условиях одним из основных на-

ASSESSMENT METHODS OF COST EFFECTIVENESS OF INTRODUCTION OF AUTOMATED MANAGEMENT INFORMATION SYSTEMS AT SPACE BRANCH ENTERPRISES



А.Ю. Кузнецова,
аспирант*,
annkuznfa6@gmail.com;
A.Yu. Kuznetsova**

System of indexes for assessment of effectiveness of information technologies introduction is offered in the article. The article considers main costs and benefits of introduction of automated management information systems at space branch enterprises.

Key words: space branch; information system; effectiveness of introduction of automated management information systems; benefits; costs.

правлений дальнейшего развития предприятий космической отрасли признано внедрение прогрессивных информационных систем, в том числе процессно-ориентированных информационных систем (ERP-систем). Ранее данной проблеме не уделялось должного внимания, что привело к существенному отставанию отечественных организаций космической отрасли в этом направлении.

Востребованность космической отраслью информационных технологий обусловлена следующими обстоятельствами:

- постоянно возрастает значение наукоемких технологий в решении государственных оборонных, народнохозяйственных и научных задач;
- имеются реальные возможности использования научно-технического и технологического потенциала наукоемкой космической отрасли для техниче-

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

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

го перевооружения производственной базы других отраслей промышленности.

1. Необходимость оценки эффективности внедрения автоматизированных информационных систем управления предприятием

Одна из существующих концепций автоматизированных информационных систем управления предприятием (АИСУП) – непрерывная информационная поддержка продукции на протяжении всего жизненного цикла – CALS (Continuous Acquisition and Life Cycle Support).

В соответствии с этой концепцией можно выделить следующие крупные задачи, важные для предприятий космической промышленности, которые решаются при помощи информационных технологий:

- автоматизация управления производством, традиционно решаемая АИСУП, а сегодня – так называемыми ERP/CRM/SCM системами;
- управление данными об изделии и автоматизация проектирования и инженерного анализа конструкций и процессов (PDM/PLM, CAD/CAM/CAE-системы);
- информационное сопровождение эксплуатации и послепродажного наземного сервисного обслуживания, интегрированная логистическая поддержка продукции на этапе хранения.

Большинство современных АИСУП поддерживает выполнение специфических задач НИОКР по разработке летательных аппаратов ближнего и дальнего космоса, в том числе и экономических: ведение договоров с заказчиками и их классификация, ведение договоров с контрагентами, формирование смет затрат по заказам, корректировка смет затрат в процессе исполнения заказа, учет фактических затрат по заказам, этапам заказов и статьям затрат, формирование исполнительных смет по заказам, планирование экономических показателей деятельности на следующий год, контроль достижения экономических показателей в течение отчетного года, формирование фонда оплаты труда центров финансовой ответственности в разрезе тематики НИОКР, начисление оплаты труда сотрудников по тематике работ, подготовка аналитической и справочной отчетности и т.д. Такие решения позволяют автоматизировать функции отдела договоров, планово-экономического отдела, бухгалтерии, руководителей центров финансовой ответственности, руководителей проектов.

Однако проектирование и внедрение процессно-ориентированных информационных систем в производстве космических аппаратов, их составных частей и комплексов для наземной отработки подразумевает немалые затраты на общую автоматизацию (компьютеры, серверы, сетевое оборудование, лицензии, консультационные услуги и т.д.).

В центре внимания ученых – экономистов постоянно находится проблема оценки эффективности ин-

вестиций в информационные технологии для создаваемых информационных систем. Это связано с тем, что инвесторы и хозяйствующие субъекты, которые используют инвестиции при создании таких систем, должны оценивать результативность проектов, сроки окупаемости инвестиций и условия возврата полученных финансовых, материальных и других видов вложенных ресурсов.

Согласно исследованиям компании Microsoft (Исследование зрелости внедрений ERP-систем в российских компаниях, 2009):

- российские компании используют функциональность ERP-систем чуть более чем на 55%;
- эффективность почти 40% внедрений значительно ниже среднего уровня. Не менее 15% решений весьма незначительно интегрированы в деятельность компаний и неэффективны;
- 67% компаний указали на то, что им пришлось значительно дорабатывать ERP-систему в процессе внедрения;
- полностью удовлетворены результатами внедрения только 16% руководителей бизнеса, а 32% частично.

2. Методы оценки инвестиционного проекта по внедрению автоматизированных информационных систем управления предприятием

В отечественной практике создание процессно-ориентированных информационных систем относят к инвестиционным проектам. Такой подход диктуется централизованной системой финансирования процесса создания подобных систем (Дмитриевский Б.С., 2006). Известно, что эффективность инвестиций определяется с помощью системы методов, которые базируются на определении соотношения связанных с инвестициями затрат и результатов. Такие методы позволяют судить об экономической привлекательности инвестиционных проектов и экономических преимуществах одного проекта перед другим.

Применение того или иного метода, а также определенных показателей, при производимых расчетах эффективности зависит от конкретных условий. Такими условиями могут быть (Виленский П.Л., Лившиц В.Н., Смоляк С.А., 2002):

- глобальные цели расчета, связанные с видом хозяйствующего субъекта, уровнем управления, требованиями инвестора и т.д.;
- возможности получения исходной информации, используемой при расчетах эффективности проектов;
- существенность происходящих инфляционных процессов в экономике страны;
- уровень подготовленности и квалификация специалистов, занимающихся расчетом эффективности.

Экономическая оценка информационных систем космической отрасли связана с решением ряда частных задач, характеризующихся влиянием определен-

ных условий. Сложность этих условий можно охарактеризовать следующими характеристиками:

- инвестиции осуществляются во времени или одновременно, или могут повторяться неоднократно в зависимости от условий договора между инвесторами и руководством предприятий отрасли, условий реализации и специфики НИОКР, наличием собственных средств у организации (при самофинансировании проекта автоматизации);
- получение результатов от реализации инвестиционных проектов носит длительный характер – более года;
- процесс реализации инвестиционных проектов в течение длительного времени приводит к высокой степени неопределенности и влиянию на показатели эффективности инфляционных процессов, что требует при проведении расчетов экономической эффективности учета различных рисков, в том числе и инфляционных.

Наличие этих факторов порождает необходимость разработки специальных методов экономической оценки инвестиционных проектов внедрения процессно-ориентированных информационных систем. Учет возможных рисков при расчетах эффективности систем управления на предприятиях космической отрасли позволяет принимать достаточно обоснованные решения с минимально возможным уровнем погрешности, хотя абсолютно достоверную оценку экономической эффективности инвестиционных проектов в области информатизации получить вряд ли возможно.

Управление НИОКР по созданию продукции в космической отрасли имеет свою специфику. Она обусловлена сложным технологическим процессом разработки и испытаний, беспрецедентными требованиями к надежности и финансированием, ограниченными рамками государственного контракта.

Например, разработка автоматических космических станций (АКС) характеризуется высокой наукоемкостью, значительной трудоемкостью, длительными сроками разработки и проведения испытаний. Кроме того, требуется постоянное поддержание функционирования и развития дорогостоящих уникальных стендов, специальных комплексов и сложнейшего оборудования.

Здесь, оценку проекта внедрения АИСУП рекомендуется производить на основании расчета нескольких показателей, что позволит руководству организации получить более полную информацию об эффективности проекта и принять правильное решение.

Современная финансовая теория выделяет четыре основных показателя эффективности вложений проекта (Смоляк С.А., 2006):

- внутренняя норма дохода (IRR – Internal Rate of Return);
- чистая приведенная (текущая) стоимость (NPV – Net Present Value);
- индекс доходности (PI – Profitability Index);
- норма возврата инвестиций (ROI – Return of Investment).

Каждый из вышеуказанных показателей имеет свои преимущества, однако наиболее распространенным является последний. Это обусловлено, прежде всего, относительной простотой расчета, а также наибольшей наглядностью для руководства и инвестора.

Вполне естественно, что проект внедрения может быть рассчитан не на один год, соответственно и выгоды будут получены в разный период времени, а значит будут иметь различную «стоимость». Поэтому необходимо привести денежный поток к одному временному периоду (стоимости на момент сравнения), за который, как правило, в расчетах принимается дата начала реализации инвестиционного проекта.

Внутренняя норма дохода применяется для определения внутренней нормы рентабельности проекта IRR, т.е. такой нормы дисконта, при которой дисконтированная стоимость поступлений денежных средств по проекту равна дисконтированной стоимости платежей

$$\sum_{t=0}^T \frac{CIF_t}{(1+IRR)^t} = \sum_{t=0}^T \frac{COF_t}{(1+IRR)^t},$$

где CIF – поток поступлений;

COF – поток платежей.

Инвестиционный проект считается эффективным в том случае, если IRR превышает минимальный уровень доходности, установленный для проекта.

Метод ликвидности служит для определения срока окупаемости инвестиций. В динамической постановке расчет периода окупаемости осуществляется с помощью дисконтирования денежных потоков $1+E^C$ по проекту в зависимости от определенных условий следующим образом

$$\sum_{t=0}^T \frac{CIF_t}{(1+E^C)^t} = \sum_{t=0}^T \frac{COF_t}{(1+E^C)^t}.$$

Индекс доходности PI характеризует соотношение дисконтированных денежных потоков и величины первоначальных инвестиций

$$PI = \sum_{t=1}^T \frac{NCF_t}{(1+E^C)^t},$$

где NCF – чистый денежный поток в соответствующий момент времени.

Величина PI должна быть больше 1. Если PI меньше 1, то проект считается неэффективным и должен быть отклонен.

ROI (Return of Investment) – это количественный показатель, отражающий финансовую выгоду от вложений. Он рассчитывается как отношение чистой прибыли Р за период времени (обычно за год) к общему объему инвестиционных затрат

$$ROI = \frac{P}{IC} \cdot 100\%,$$

где Р – чистая прибыль за период времени;

IC – общий объем инвестиционных затрат.

Успешными считаются те инвестиции, значение ROI для которых превышает 100%. В данном случае за 100% принимается общая сумма инвестиций (вложений). Соответственно, если ROI принимает значе-



рисунок 1. Выгоды от внедрения АИСУП

ние меньше 100%, это свидетельствует о невозможности «возврата инвестиций».

В настоящее время, для оценки эффективности вложений в информационные технологии, используется также показатель TCO (Total Cost of Ownership – совокупная стоимость владения). Для расчета TCO складываются все прямые и косвенные расходы по проекту. Для принятия решения об эффективности вложений с помощью данного показателя рекомендуется проводить сравнительный анализ показателя (в том числе со значениями показателя по отрасли).

Метод расчета общей (совокупной) стоимости владения оборудованием и программным обеспечением разработан в 1995 г. исследовательской компанией Gartner Group и использует в качестве критериев оценки стоимость приобретения, установки, администрирования, технической поддержки и сопровождения, модернизации, вынужденных простоев и других ИТ-затрат. Методология TCO наилучшим образом подходит для подсчета текущих стоимостных параметров, с ее помощью можно достаточно полно проанализировать эффективность выполнения каких-то отдельных функций или набора функций. В сочетании с другими параметрами, применяемыми на практике, она позволяет получить удачную схему учета и контроля расходов на информационные технологии. Однако методология TCO не учитывает риски и не позволяет соотнести технологию со стратегическими целями дальнейшего развития бизнеса и решением задачи повышения конкурентоспособности.

Главную проблему при расчете показателя на предприятиях космической отрасли представляет оценка реальных выгод от внедрения АИСУП. Сама по себе любая информационная технология очень редко создает какие-либо ценности. Поэтому точно оценить будущую доходную часть достаточно сложно.

В целом выгоды от внедрения АИСУП принято делить на прямые и непрямые.

К прямым выгодам относятся все «расчетные» доходы, которые можно подсчитать что называется «до копейки». Например, снижение расходов на бумагу, сокращение штата работников (и соответственно фонда заработной платы) и т.п.

Косвенные выгоды учесть сложнее. К таким выгодам относится, например, «эффект времени и производительности труда»: время, сэкономленное сотрудником за счет более быстрого выполнения своих функций в результате внедрения новых технологий, умножают на стоимость его рабочего часа (Емельянова Н.З., Партыка Т.А., Попов И.А., 2005). При неуверенности в исходных данных полученную сумму умножают на поправочный коэффициент.

Непрямые выгоды также во многом зависят от специфики каждой компании в космической отрасли (такие выгоды иногда еще называют «тонкий эффект»). Например, внедрение АИСУП позволит компании повысить управляемость НИОКР и сократить сроки их выполнения, что, в свою очередь, позволит сократить издержки и положительно скажется на прибыли компании. Возможность анализа портфеля проектов в системе позволит руководству компании принимать решение о выборе и приоритете проектов, что, в свою очередь, позволит оптимизировать портфель проектов и избежать нецелесообразного использования средств. Другими словами, при определении «выгоды от внедрения АИСУП» необходимо учесть все количественные и качественные улучшения (рисунок 1).

С определением общей суммы инвестиций в проект внедрения системы управления проектами показателя на предприятиях космической отрасли дело обстоит гораздо проще. В данном случае необходимо посчитать TCO – совокупную стоимость владения, включающую в себя первоначальные затраты на внедрение и последующие затраты на обслуживание системы. В частности, к затратам будут относиться:



рисунок 2. Затраты на внедрение АИСУП

- затраты на программное обеспечение и его поддержку;
- стоимость аппаратных средств с учетом амортизации и обслуживания;
- консалтинговые услуги;
- рабочее время персонала, вовлеченного в процесс разработки;
- обучение персонала;
- другие затраты.

Все это затраты прямые. Однако ТСО включает в себя и косвенные затраты. Их определить сложнее. Они не относятся непосредственно к процессу внедрения потому редко учитываются при расчете полной стоимости. К косвенным затратам относятся, например, модернизация и наращивание функциональных возможностей компьютеров и сетевых коммуникаций (рисунок 2).

заклучение

Предприятиям, работающим на рынке наукоемких НИОКР, в частности космических, жизненно необходимо поддерживать допустимый для своих проектов баланс затрат, сроков и качества, учитывая состояние и загруженность фондов, а также реальную рыночную ситуацию. В любой момент может возникнуть непредвиденная техническая проблема, необходимость перераспределения ресурсов. Следовательно, любая система планирования и управления НИОКР должна быть достаточно гибкой, а динамичность ситуации требует большего управленческого внимания, чем любая сфера деятельности.

Эти задачи в современных условиях позволяет решать внедрение прогрессивных информационных систем, в том числе процессно-ориентированных информационных систем (ERP-систем). Оценку проекта внедрения которых, рекомендуется производить

на основании расчета нескольких показателей, что позволит руководству организации получить более полную информацию об эффективности проекта и принять правильное решение.

В статье систематизированы существующие методы оценки экономической эффективности внедрения и эксплуатации процессно-ориентированных информационных систем. Для оценки эффективности внедрения и эксплуатации информационных систем на предприятиях космической отрасли могут быть применены дисконтированные методы оценки с использованием относительных показателей.

Реализация инвестиционных проектов в области создания информационных систем целесообразна в следующих случаях:

1. Затраты будут возмещены за счет доходов, полученных в результате функционирования этих систем.
2. Окупаемость инвестиций осуществляется в пределах сроков, приемлемых для организаций и инвесторов.

список литературы

Виленский П.Л., Лившиц В.Н., Смоляк С.А. Оценка эффективности инвестиционных проектов. М.: Дело, 2002. 888 с.

Дмитриевский Б.С. Автоматизированные информационные системы управления инновационным наукоемким предприятием. М.: Машиностроение-1, 2006. 155 с.

Емельянова Н.З., Партыка Т.А., Попов И.А. Основы построения автоматизированных информационных систем: учебное пособие для студ. СПО. М.: Форум; Инфра-М, 2005. 416 с.

Смоляк С.А. Дисконтирование денежных потоков в задачах оценки эффективности инвестиционных проектов и стоимости имущества. М.: Наука, 2006. 323 с.

Статья поступила в редакцию 14.05.2012 г.

РАЗРАБОТКА АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ БАЗОВЫХ МАТРИЧНЫХ КРИСТАЛЛОВ



А.Н. Денисов*,
den@tcen.ru;
A.N. Denisov***



В.В. Коняхин*,
v.koniakin@tcen.ru;
V.V. Konyakhin***

DEVELOPMENT OF SPACE APPLICATION DEVICES USING FIELD PROGRAMMABLE GATE ARRAY



А.Н. Якунин,
кандидат технических
наук, доцент**,
needcar@mail.ru;
A.N. Yakunin****



В.П. Бец,
кандидат технических
наук, доцент**,
betz@olvs.miee.ru;
V.P. Betz****

Рассматриваются различные методологии проектирования электронной аппаратуры, уделяется особое внимание методологиям с применением базовых матричных кристаллов (БМК). Описываются серии БМК, доступных для использования при разработке аппаратуры специального назначения.

Ключевые слова: базовый матричный кристалл; БМК; ПЛИС; методология проектирования; телеметрия.

ВВЕДЕНИЕ

Повышенная надёжность, минимальная масса и пониженное энергопотребление – важнейшие критерии, которыми руководствуется разработчик аппаратуры космического применения. Одним из основных способов оптимизации этих эксплуатационных параметров является применение специализированных микросхем.

Традиционно специализированные интегральные схемы (ASIC – Application-Specific Integrated Circuits) по способу изготовления и освоения в производстве разделяют на три большие группы:

- полностью заказные схемы, для которых требуется изготовление полного комплекта фотошаблонов, выполнение полного цикла обработки кремниевых пластин и проведение полного комплекса квалификационных испытаний;
- полузаказные схемы на основе БМК, для изго-

The article covers various techniques of electronics designing; special attention is given to techniques using the field programmable gate array (FPGA). FPGA families are described, available for special-purpose hardware development.

Key words:
Field Programmable Gate Array;
FPGA;
EPLD;
design techniques,
telemetry.

товления которых используются базовые пластины с заранее сформированными транзисторными структурами и частично сформированными слоями разводки, а сам процесс изготовления сводится к формированию одного или нескольких слоёв межсоединений, для чего требуется изготовление фотошаблонов только переменных слоёв. Квалификационные испытания проводятся только на этапе освоения БМК и для выпуска конкретных типов полузаказных микросхем не требуются;

- программируемые логические интегральные микросхемы (ПЛИС), представляющие собой корпусированные микросхемы, специализация («зашивка») которых осуществляется не на производстве, а самим пользователем вне кремниевой фабрики путём замыкания или размыкания перемычек внут-

* НПК «Технологический центр», Россия, Московская область, г. Зеленоград.

** ОАО «НИИ «Компонент», Россия, Московская область, г. Зеленоград.

*** Scientific Production Company «Technology Center», Russia, Moscow region, Zelenograd.

**** JSC «НИИ Компонент», Russia, Moscow region, Zelenograd.

ри схемы с помощью специальных программно-аппаратных средств. Поэтому надёжность специализированных микросхем на ПЛИС определяется не только самой ПЛИС, но и надёжностью способа специализации каждой конкретной микросхемы.

Оптимальный выбор элементной базы для реализации аппаратуры зависит от множества факторов. Для аппаратуры космического применения, при всей важности экономических показателей, определяющими являются повышенная стойкость к внешним воздействующим факторам (ВВФ), высокая надёжность и долговечность, низкое энергопотребление, высокая функциональность, обеспечение разработки и поставки интегральных микросхем (ИС) в оговорённые сроки, длительный период поддержания производства данного типа ИС. При этом серийность специализированных микросхем крайне низка или может составлять сотни и даже десятки микросхем.

Принято считать, что полностью заказные микросхемы обеспечивают максимальную функциональность, надёжность и стойкость, минимальную стоимость при массовом производстве, но требуют максимальных затрат на этапе разработки и освоения производства и для производства малых партий не применимы. ПЛИС имеют более высокое энергопотребление, дополнительные элементы для специализации, что снижает надёжность микросхем и определяет их более высокую стоимость по сравнению с другими группами специализированных ИС. Полузаказные ИС занимают промежуточное положение между полностью заказными ИС и ПЛИС. По показателям надёжности, энергопотребления и стойкости к ВВФ они сравнимы с заказными ИС, в то же время по длительности цикла разработка → изготовление → испытания, сопоставимы с ПЛИС. Производство БМК, как правило, поддерживается в течение длительного времени (более 15 лет); производители предлагают заказчикам собственные библиотеки и технологии проектирования ИС, а также предоставляют услуги по прототипированию полузаказных микросхем. Зачастую оптимальным способом реализации аппаратуры космического применения является использование именно полузаказных ИС.

1. Особенности базового матричного кристалла

Базовый матричный кристалл – это универсальная заготовка для полузаказных ИС. В отличие от ПЛИС, структура БМК производится технологическим путём формированием слоёв металлизации. В структуре БМК отсутствуют избыточные элементы, обеспечивающие программирование электрической схемы, что значительно снижает общую сложность микросхемы, повышая её надёжность. Использование полузаказных микросхем обеспечивает следующие преимущества:

- повышение надёжности изделия за счёт более высокой надёжности БИС по сравнению с дискретными элементами;
- сокращение габаритов аппаратуры за счёт снижения количества используемых микросхем и умень-

шения размеров печатных плат;

- улучшение технических характеристик за счёт увеличения системного быстродействия и сокращения потребляемой мощности;
- возможность объединения в полузаказной микросхеме цифровой и аналоговой обработки информации;
- обеспечение защиты разработки от возможного несанкционированного воспроизводства.

Все наиболее дорогостоящие и длительные процедуры проектирования, производства и аттестации полузаказных ИС выполняются на этапе освоения БМК, разработка которого осуществляется с учётом жестких условий эксплуатации. Изготовление микросхем выполняется по стандартной технологии массового производства. Эксплуатационные параметры ИС определяются параметрами БМК и подтверждаются квалификационными испытаниями. Для этого проводятся испытания тестовых микросхем, выпускаются групповые технические условия (ТУ). В качестве документации на полузаказную ИС формируется карта заказа, которая является приложением к групповым ТУ, поэтому квалификационные испытания новой микросхемы не проводятся.

Для создания полузаказной ИС выбирается необходимый по объёму и параметрам БМК. Проектирование микросхемы заключается в разработке электрической схемы и соответствующей топологии слоёв металлизации, а производство кристаллов – в формировании этих слоёв на ранее изготовленных и аттестованных пластинах-полуфабрикатах с уже сформированными транзисторными структурами.

2. Методологии проектирования бортовой аппаратуры

Разработка современной бортовой аппаратуры космического аппарата – сложный и длительный процесс, в ходе которого решаются системные и технические задачи, выполняется проектирование специализированной элементной базы, отрабатываются алгоритмы функционирования, интерфейсы и взаимодействие блоков в составе КА, разрабатываются конструкция и печатные платы, тестируется программное обеспечение и т.д. При этом используются определённые принципы, методики, способы и маршруты проектирования, позволяющие реализовать необходимые схемотехнические решения с помощью программных или аппаратных средств. Поэтому процесс разработки аппаратуры можно назвать методологией проектирования.

2.1. Методология проектирования, основанная на использовании только стандартных компонентов

Традиционно методология проектирования специализированной аппаратуры с применением стандартных компонентов базировалась на микросхемах малой и средней степени интеграции, а также дискретных компонентах. Разработчик мог использовать серийно выпускаемые разрешённые к применению в

специальной аппаратуре микросхемы и дискретные компоненты, функциональные возможности которых были невелики. Хотя методология проектирования на стандартных компонентах имела существенные ограничения, связанные с функциональными возможностями элементной базы и с тем, что программные средства проектирования были недостаточно развиты, она заложила принцип ориентации на серийный образец, его технологичность и тестопригодность, а также на выполнение всего цикла разработки макетного, опытного и серийного образцов в рамках единой компонентной базы, что позволяло эволюционно построить процесс разработки новых изделий.

2.2. Методология проектирования, основанная на применении базовых матричных кристаллов

Следующим шагом в развитии методологий разработки аппаратуры стала разработка аппаратуры с применением БМК (Денисов А.Н., 2009; Басаев А.С. и др., Материалы III Всероссийской научно-технической конференции, 2008). Традиционная технология разработки полужаказных микросхем на основе БМК предполагает моделирование поведения микросхемы специальными программными средствами и конечную проверку правильности функционирования микросхемы в аппаратуре после её изготовления. Разработка выполняется на основе отработанных методов, средств и маршрутов проектирования и ориентирована на получение годных микросхем уже при первом изготовлении. Это обеспечивается высокими требованиями к тестируемости и к качеству проектирования, что гарантируется средствами системы автоматизированного проектирования (САПР), которые учитывают специфику конкретных серий БМК и технологию их изготовления.

2.3. Методология проектирования, основанная на применении программируемой логической интегральной схемы, с последующей заменой на базовый матричный кристалл (ПЛИС→БМК)

Основными недостатками методологии разработки аппаратуры с применением БМК являются относительно длительный цикл изготовления полужаказных микросхем и невозможность исследования проектов микросхем в аппаратуре, что, как правило, ведёт к многократным коррекциям и повторным изготовлением микросхем в процессе разработки изделия. Поэтому появление ПЛИС, позволяющих легко выполнять коррекцию проекта специализированной ИС непосредственно в аппаратуре, стало новым шагом в развитии методологии разработки аппаратуры. Попыткой совместить преимущества разработки аппаратуры с применением ПЛИС с одновременным обеспечением высоких эксплуатационных и надёжностных характеристик стала методология ПЛИС→БМК, которая пред-

полагает обработку макетных образцов аппаратуры на ПЛИС с последующей их заменой на БМК. Эта обеспечивает рекордно короткий проектно-технологический цикл, минимальные затраты на проектирование, высокую гибкость при модификации аппаратуры. При этом весь проектно-технологический цикл выполняется разработчиком РЭА на одном рабочем месте.

Несмотря на то, что применение методологии разработки аппаратуры ПЛИС→БМК предоставляет возможность обработки проекта микросхемы средствами ПЛИС в составе аппаратуры, из-за конструктивных нюансов ПЛИС и особенностей библиотек элементов не всегда обеспечивается гарантированный переход от проекта в базе ПЛИС к проекту в базе БМК, что может привести к необходимости перепроектирования и повторного изготовления ИС.

2.4. Методология проектирования с использованием имитатора базового матричного кристалла

Следующим шагом в развитии методологии проектирования стала методология проектирования БМК на ПЛИС→БМК, разработанная и реализованная специалистами НПК «Технологический центр» (г. Зеленоград) на базе лицензионно чистой САПР «Ковчег». Методология основана на прототипировании микросхем с использованием имитаторов БМК (рисунок 1) (Денисов А.Н. и др., 2004). Конструкция имитаторов представляет собой микромодуль, в нижней части которого располагается ПЛИС в микрокорпусе, а в верхней части расположено ПЗУ и реализована схема загрузки ПЛИС. Тип ПЛИС соответствует объёму имитируемого БМК. ПЗУ обеспечивает возможность загрузки в ПЛИС логической модели прототипируемого проекта ИС. На нижней печатной плате расположены выводы, соответствующие выводам БМК. Размер печатной платы соответствует размеру корпуса, в котором выпускаются БМК. Расположение внешних выводов имитаторов полностью соответствует расположению выводов БМК.

Данная методология позволяет в короткие сроки выполнить разработку и отладку макетного образца с использованием имитаторов БМК на основе ПЛИС, а при переходе к опытному образцу обеспечивает быструю и гарантированную реализацию изделия на отечественной элементной базе в базе БМК.

Можно выделить четыре основных принципа, которые лежат в основе методологии разработки БМК



рисунок 1. Имитатор БМК на ПЛИС и БМК

на ПЛИС→БМК:

1) ориентация на отечественную элементную базу, разрешённую к применению в аппаратуре специального назначения;

2) получение годных образцов микросхем с первой попытки;

3) применение оригинальной библиотеки элементов, учитывающей специфику БМК и ориентированной на методы бездефектного проектирования;

4) прототипирование микросхем, позволяющее провести исследования и испытания микросхемы средствами имитатора микросхем на ПЛИС в составе реальной аппаратуры до изготовления ИС в базисе БМК.

Таким образом, методология БМК на ПЛИС→БМК объединяет в себе преимущества методологий БМК и ПЛИС→БМК.

3. Серии базовых матричных кристаллов, доступных для использования при разработке аппаратуры специального назначения

В связи с тем, что в настоящее время существует высокая потребность в специализированных микросхемах для различной аппаратуры аэрокосмического, научного, военного назначения, систем связи и промышленной автоматики (*Басаев А.С. и др.*, 2009), НПК «Технологический центр» (г. Зеленоград) предоставляет полный комплекс услуг по разработке и производству БМК и специализированных ИС на их основе. На сегодняшний день разработаны семейства серий БМК, имеющих унифицированную библиотеку базовых и типовых функциональных ячеек, единые средства проектирования на базе САПР «Ковчег» и средства прототипирования микросхем (*Басаев А.С. и др.*, Петербургский журнал электроники, 2008).

• **Серии БМК 5503 и 5507** (таблица 1) имеют следующие особенности:

- радиационно-стойкая КМОП-технология 1,5 мкм на объёмном кремнии;
- планарные металлокерамические корпуса с шагом выводов 1,0 мм.

Эти серии освоены в производстве с приёмкой «ВП» и разрешены к применению в аппаратуре специального назначения.

На базе БМК серий 5503 и 5507 уже разработано и выпускается более 400 полужаказных микросхем

различного назначения (контроллеры, интерфейсные ИС, приёмопередатчики, ИС трансформаторной развязки), в том числе для космической аппаратуры, например для космических кораблей «Прогресс-М» (25 запусков), «Союз-ТМА» (18 запусков), разгонного блока «Бриз-М» (39 запусков) и др. Примеры некоторых специализированных схем приведены по адресу <http://www.asic.ru/bistrans.html#1>.

• **Серии БМК на структурах «кремний на изоляторе» 5508** (номинальное напряжение питания 5 В) **и 5509** (номинальное напряжение питания 3 В) имеют следующие особенности:

- радиационно-стойкая КМОП-технология 1,0 мкм;
- три типа объёмом от 7 до 35 тысяч условных вентиля;
- количество внешних выводов: 68, 100, 144;
- планарные металлокерамические корпуса с шагом выводов 0,5 мм;
- рабочая частота до 100 МГц.

Сравнительные характеристики БМК серии 5509 и 5503 приведены в таблице 2.

Экспериментальные образцы микросхем на БМК серии 5509 были изготовлены в 2007 году в ОАО «НИИМЭ и Микрон». Испытания микросхем на радиационную стойкость были проведены в НПО СПЭЛС и показали следующие результаты:

1. Уровень стойкости к воздействию фактора с характеристикой 7.И6 составляет не менее 2·5Ус, при этом катастрофических отказов и тиристорного эффекта не наблюдается.

2. Уровень стойкости БИС определяется нормой на параметр «статический ток потребления». В результате воздействия фактора с характеристикой 7.И7 ток потребления БИС К5509БЦ8У монотонно снижался до уровня $(1,6 \dots 2) \cdot 10^6$ ед. Далее происходил плавный рост тока потребления. Наблюдалось изменение выходных уровней в пределах 0,3 В.

Приведённые данные подтверждены при испытаниях экспериментальных образцов, изготовленных в ОАО «Ангстрем» в 2011 году в рамках госконтракта № 07.542.12.4011 на оборудовании ЦКП «Функциональный контроль и диагностика микро- и наносистемной техники» на базе НПК «Технологический центр».

• **Серия БМК повышенной стойкости к специальным факторам на структурах «кремний на изоляторе»:**

- радиационно-стойкая КНИ КМОП-технология

таблица 1 – Основные характеристики БМК серий 5503 и 5507

тип БМК	количество условных вентилях в поле БМК	количество внешних контактов	напряжение питания, В	рабочая частота, МГц	тип корпуса
H5503XM1	576	28	5	30	H09.28-1B
H5503XM2	1296	42	5	30	H14.42-1B
H5503XM5	3072	64	5	30	H18.64-1B
5503БЦ7У	5478	64	5	25	H18.64-1B
5507БЦ1У	576	28	3	25	H09.28-1B
5507БЦ2У	1296	42	3	25	H14.42-1B
5507БЦ5У	3072	64	3	25	H18.64-1B
5507БЦ7У	5478	64	3	25	H18.64-1B

таблица 2 – Сравнительные характеристики БМК серий 5509 и 5503

параметр	серии БМК	5509	5503
напряжение питания, В		от 2,7 до 5,5	от 4,5 до 5,5
максимальная частота, МГц		100	30
объём поля БМК, условных вентилях		30000	5500
значение статического потенциала, В		>2000	>2000
устойчивость к фактору 7И6(И2)		2·5Ус(3У)	(5·2У)
устойчивость к фактору 7И7(И3)		6Ус(3У)	(2У)
устойчивость к фактору 7С4(С32)		5Ус	(1У)
устойчивость к фактору 7К1(К1)		0,5·2К	(2·1У)
устойчивость к фактору 7К4(К3)		0,5·2К	(0,5·1У)

0,25 мкм, разрабатываемая на производстве ОАО «НИИМЭ и Микрон»;

- объём: 100, 200, 500 и 1000 тысяч условных вентилях;
- количество внешних выводов до 240;
- конструкция контактных площадок предназначена для двух кратной разварки с целью аттестации кристаллов микросхем для последующего использования в многокристальных модулях.

К настоящему времени получены экспериментальные образцы.

• **Серия БМК для сбое-отказоустойчивой аппаратуры:**

- радиационно-стойкая КМОП-технология 0,25 мкм, разрабатываемая на производстве ОАО «НИИМЭ и Микрон»;
- поле БМК конструктивно состоит из четырех независимых по питанию областей объёмом 100 и 250 тысяч условных вентилях каждая, что позволяет реализовать системы с мажорированием и «холодным резервом»;
- количество внешних выводов до 600;
- конструкция контактных площадок предназначена для двух кратной разварки с целью аттестации кристаллов микросхем и последующего использования в многокристальных модулях.

ОКР по разработке данной серии открывается в 2012 году.

4. Обеспечение качества полузаказных микросхем

Качество полузаказных ИС закладывается на этапе освоения серии БМК и последующей разработки проекта микросхемы. Все этапы разработки подтверждаются испытаниями. Так, стадия освоения БМК завершается квалификационными испытани-

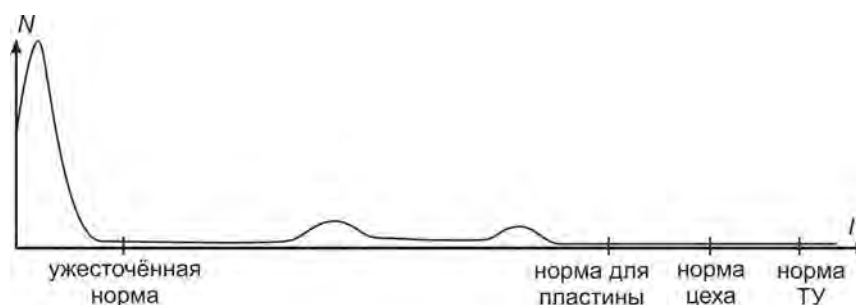
ями, которые распространяются на все типы ИС на основе данного БМК. Характеристики микросхем подтверждаются периодическими испытаниями. В процессе производства все микросхемы проходят отбраковочные и приёмосдаточные испытания. Кроме того, каждая партия базовых пластин проходит аттестацию на стойкость к специальным ВВФ, для чего изготавливаются партии тестовых микросхем, которые и подвергаются испытаниям на радиационную стойкость.

В процессе изготовления осуществляется контроль электрических параметров в составе пластины, по нормам цеха и по нормам ТУ при приёмосдаточных испытаниях. Традиционно нормы ТУ ужесточаются на две погрешности измерительного прибора при измерении по нормам цеха и на три погрешности – при разбраковке пластин. Это позволяет осуществить отсев потенциально ненадежных микросхем в процессе производства.

Распределение параметров микросхем в рамках производственной партии соответствует нормальному распределению с несколькими экстремумами. Типичное распределение для тока потребления микросхем серии 5503 приведено на рисунке 2.

С целью повышения качества выпускаемых микросхем в НПК «Технологический центр» введены таблицы норм электрических параметров микросхем, которые позволяют при разбраковке в составе пластин и при первом измерении после сборки провести отсев потенциально ненадежных микросхем за счёт резкого сужения границ отбраковки (таблица 3).

Измерения на пластине проводятся на шлейфе с контактирующим устройством, которое вносит дополнительную погрешность в результат измерения. Поэтому нормы разбраковки при первом измерении после сборки ещё более ужесточены. По токам утечки и токам потребления ужесточение норм разбра-



рисунк 2. Типичное распределение микросхем серии 5503 по значениям тока потребления

таблица 3 – Значения ужесточённых норм электрических параметров для БМК 5503

параметр	на пластине		после сборки		по ТУ	
	не менее	не более	не менее	не более	не более	не более
ток потребления, мкА		15		8		150
ток утечки высокого и низкого уровня, нА	-20	40	-5	15		±300
выходное напряжение низкого уровня, В		0,18		0,15		0,4
выходное напряжение высокого уровня, В	4,3		4,35		4,0	

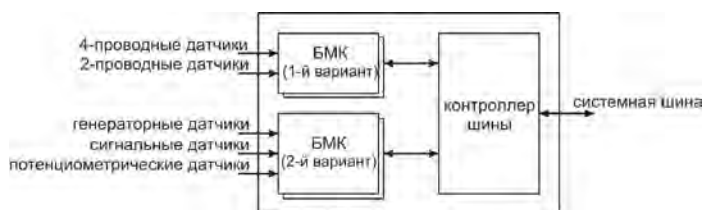


рисунок 4. Структурная схема модуля датчиков



рисунок 3. Структурная схема телеметрической системы

ковки соответствует 18-кратному запасу.

Указанные в таблице параметры позволяют проверить периферийные ячейки микросхемы и выявить находящиеся в них дефекты. Кроме этого, измеряется динамический ток потребления микросхемы при функционировании, который обеспечивает контроль наличия дефектов в элементах поля БМК. Изготовленная по этим нормам партия микросхем состоит из однородных по электрическим параметрам микросхем.

Введение ужесточённых норм позволило провести анализ возможных причин повышения значений контролируемых параметров и выявить критичные технологические процессы и операции. Их оптимизация привела к стабилизации выходных параметров микросхем.

закключение

ОАО «НИИ «Компонент» занимается разработкой телеметрической системы (ТМС) для космического аппарата, разрабатываемого ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». ТМС разрабатывается с использованием модульного принципа, структурная схема ТМС приведена на рисунке 3. В системе разработчики планируют использовать два типа БМК с преимущественно аналоговым содержанием – для модулей датчиков и одну цифровую БМК – для модуля управления.

В связи с тем, что телеметрическая система опрашивает множество разнотипных датчиков, целесообразно применять несколько типов БМК, так как, используя БМК каждого типа в разных количествах, можно добиться произвольных соотношений типов опрашиваемых датчиков. В нашем случае в модуле датчиков используется два типа БМК (рисунок 4).

Для повышения надёжности телеметрии в схемотехнике обработки информации модулей датчиков реализован холодный резерв, который подразумевает увеличение аппаратных затрат в два раза. Поэтому каждый тип БМК будет применён дважды. В модуле управления будет использоваться горячий резерв, при котором реализуются схемы управления трижды.

Достоинствами использования предложенного решения являются:

- высокая стойкость к ВВФ;
- наличие серии 5503 в перечне МОП 44 001.02-2011 («Перечень электрорадиоизделий, разрешённых к применению при разработке (модернизации), производстве и эксплуатации аппаратуры, приборов, устройств и оборудования военного назначения»);
- сокращение сроков поставки элементов на один порядок (по сравнению с импортной радиационно-стойкой элементной базой);
- сокращение стоимости элементов на два-три порядка (по сравнению с импортной радиационно-стойкой элементной базой);
- применение отечественной элементной базы.

список литературы

Басаев А.С., Гришин В.Ю. Космическое приборостроение: главное – правильная концепция // Электроника, 2009. № 8. С. 4-10.

Басаев А.С., Денисов А.Н., Коняхин В.В., Мальцев П.П. Методология проектирования радиационно-стойких микросхем на основе БМК для космических аппаратов // Материалы III Всероссийской научно-технической конференции «Проблемы разработки перспективных микро- и нанoeлектронных систем – 2008». Истра, 12-16 октября 2008. 8 с.

Басаев А.С., Денисов А.Н., Коняхин В.В., Мальцев П.П. Специализированные интегральные микросхемы космического применения на основе базовых матричных кристаллов // Петербургский журнал электроники, 2008. № 1. С. 34-39.

Денисов А.Н. Методология проектирования аппаратуры по технологии БМК-ПЛИС-БМК // Известия ВУЗов. Электроника, 2009. № 5. С. 85-86.

Денисов А.Н., Шелепин Н.А. Обеспечение качества РЭА на этапе проектирования специализированной ЭКБ // Петербургский журнал электроники, 2004. № 3-4. С. 169.

Статья поступила в редакцию 22.03.2012 г.

ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ КОСМИЧЕСКОГО ЛАЗЕРНОГО ВЫСОТОМЕРА- ВЕРТИКАНТА, МЕТОД ЮСТИРОВКИ И АНАЛИЗ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТЕЙ



А.Г. Еришов,
ФГУП «Научно-
производственная
корпорация «ГОИ им.
С.И. Вавилова», Россия,
г. Санкт-Петербург,
ers@npkgoi.ru;
A.G. Ershov

Рассмотрен способ юстировки измерительной системы координат, с неопределённостью по углу относительно строительной оси КА ± 1 угл.мин и углу разворота других осей ± 5 угл.мин, лазерного высоотомера-вертиканта, совмещающего функции лазерного дальномера и определителя нормали к подстилающей поверхности космического тела, для автоматических КА, предназначенных для определения профиля космического тела и посадки на малые тела Солнечной системы.

Ключевые слова:
юстировка;
неопределённость;
лазерный дальномер;
космический аппарат.

ВВЕДЕНИЕ

Лазерный высоотомер-вертикант (ЛВВ) и аналогичные приборы (Anthony W.Yu. et al., 2009) предназначены для определения дальностей при зондировании малых космических тел Солнечной системы. ЛВВ был разработан и изготовлен в рамках программы «Фобос-Грунт» для определения профиля поверхности Фобоса – спутника Марса и для определения дальностей на этапе сближения с Фобосом. ЛВВ состоит из четырёх крупных модулей – лазерного передающего модуля (ЛПМ), приёмного модуля (ПМ), модуля питания и модуля управления. Все модули конструктивно жестко связаны с несущим корпусом, имеющим базовую плоскость, которая является посадочной на космический аппарат (КА), и четыре крепёжных отверстия, два из которых являются калиброванными (рисунок 1). ЛПМ выполнен по схеме задающий генератор–усилитель (Поляков В.М. и др., 2011) и излучает лазерный пучок на 1,064 мкм, отклоняемый коммутатором-формирователем на четыре направления, по которым измеряются дальности.

SPACE QUALIFIED LASER ALTIMETER-VERTICANT, METHOD OF ADJUSTING AND ANALYSIS OF UNCERTAINTIES

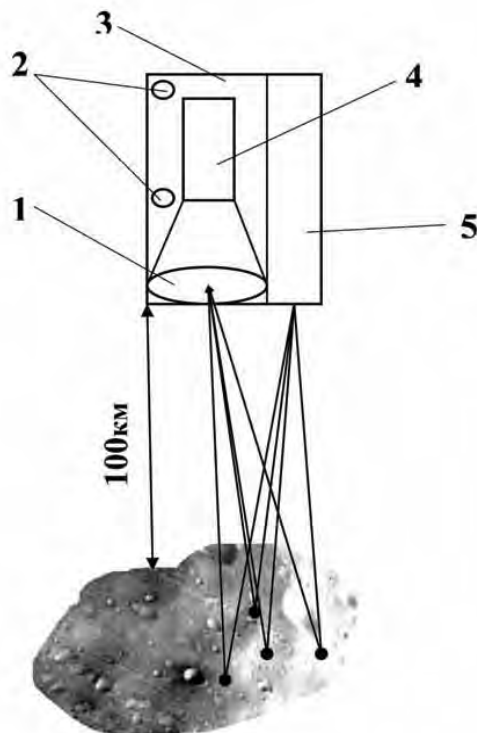
A method of adjusting the measuring coordinate system of laser altimeter-verticant to the main coordinate axis of a space vehicle with the uncertainty ± 1 arcmin is presented. The uncertainty of adjusting of the rotation of measuring coordinate system of the laser altimeter-verticant is less than ± 5 arcmin. The laser altimeter-verticants combine two functions: the function of the rangefinder and the function of determination the normal to the underlying surface of the small planetary bodies for unmanned spacecraft intended for determination of space body's profile and SC landing on the small bodies of Solar system.

Key words: adjusting;
alignment;
uncertainty;
laser rangefinder;
spacecraft.

Боковые пучки равноотстоят от центрального на один градус и располагаются по окружности равноотстоящими друг от друга по дугам 120 градусов.

В фокальной плоскости объектива ПМ расположен волоконно-оптический объединитель пучков (ВООП). Выходные торцы ВООП являются предметами для оптической системы переноса, в пространстве изображений которой расположен лавинный фотодиод, принимающий импульсы лазерного излучения, отраженные от подстилающей поверхности Фобоса. В пространстве предметов, на поверхности Фобоса, центры соответствующих лазерных пучков должны совпадать с локальными полями зрения входных торцов световодов ВООП. Это обеспечивается методикой совместной юстировки ПМ и ЛПМ на специально созданном юстировочном и испытательном стенде (Kuvaldin E.V. et al., 2010).

Ось ОХп приборной системы координат (ПСК) должна совпадать с оптической осью объектива



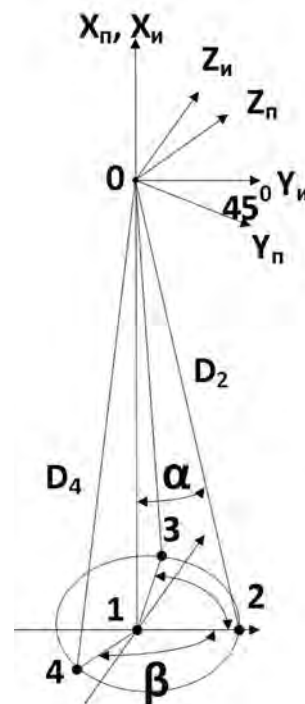
1 – объектив ПМ; 2 – калиброванные отверстия; 3 – базовая плоскость; 4 – ПМ; 5 – ЛПМ.

рисунки 1. Схема зондирования поверхности Фобоса

ПМ с допуском ± 3 угл.мин и направлена в сторону пространства изображений объектива. Плоскость $X_p O Y_p$ является базовой и параллельна посадочной плоскости на КА. Оси $O Y_p$ и $O Z_p$ дополняют тройку до правой. Измерительную систему координат (ИСК) $X_i Y_i Z_i$ получают разворотом ПСК вокруг оси $O X_p$ на 45 градусов против часовой стрелки (рисунки 2), и в ИСК задают направления зондирующих лучей.

Этот разворот вызван особенностью базирования ЛВВ на КА. Представленная методика основана на привязке к технологическим и конструкционным базам ЛВВ и КА (базовая плоскость и калиброванные цилиндры), она отличается от традиционных способов юстировки из-за особенностей компоновки КА «Фобос-Грунт» и способа базирования ЛВВ во внутреннем объеме КА. Это привело к отказу от использования традиционной методики, основанной на привязке к мастер-зеркалу установленному на КА с помощью автоколлимационных приборов.

Юстировка ПМ относительно ПСК состоит из трех этапов. На первом этапе была выставлена оптическая ось объектива ПМ относительно оси $O X_p$ (Ershov A.G., 2011). На втором этапе, с учетом термобарической поправки, ВООП был установлен в фокальную плоскость объектива ПМ таким образом, чтобы оптическая ось объектива ПМ совпадала с осью центрального волокна. Далее был съюстирован



1, 2, 3, 4 – порядковые номера пучков ЛПМ; α – углы между центральным и боковым пучком; β – углы между проекциями боковых пучков на плоскость, перпендикулярную к нормали подстилающей поверхности Фобоса.

рисунки 2. Расположение приборной и измерительной систем координат

и измерен угол разворота ИСК относительно ПСК. На третьем этапе была проведена совместная юстировка ПМ и ЛПМ, совмещены центры лазерных пучков и центры изображений соответствующих волокон, вычислены углы α и β . Результирующие значения углов α и β должны быть в допусках в ИСК ЛВВ: $\alpha_1 = 0 \pm 3$ угл.мин, $\alpha_2 = \alpha_3 = \alpha_4 = 60 \pm 3$ угл.мин, $\beta_2 = 0 \pm 1$ градус, $\beta_3 = 120 \pm 1$ градус, $\beta_4 = -120 \pm 1$ градус. Углы α отсчитываются от оси минус $O X_i$; углы β на плоскости, перпендикулярной оси $O X_i$, – от направления оси $O Y_i$. Угол разворота ИСК относительно ПСК должен лежать в допуске 45 ± 1 градус. Многоэтапность юстировки предполагает выбор обоснованных методик на каждом этапе, критерием которого является попадание результирующей неопределённости измеренных значений углов α , β и угла разворота ИСК относительно ПСК в допустимый интервал. Далее описываются некоторые особенности юстировок на каждом этапе.

1. Юстировка оптической оси объектива ПМ относительно $O X_p$

Особенностью юстировки на данном этапе является использование координатно-измерительной машины КИМ-750. Широкое распространение точных координатно-измерительных машин (КИМ) в различных отраслях техники вызвало появление публикаций, в которых описываются приёмы использования КИМ для проведения юстировочных работ (Wei-Cheng Lin et al., 2011). Но вопросы ка-

либровки КИМ остаются принципиальными при нестандартных измерениях, так как производители КИМ калибруют машины по своим методикам, которые не могут охватить все возможные варианты использования.

Для юстировки оптической оси объектива ПМ относительно оси OX_{II} были проведены подготовительные работы, связанные с калибровкой измерительного оборудования, входящего в состав установки для проведения данной юстировки:

1. Калибровка автоколлимационной трубы с перифокусировкой типа ЮС-107. Оценённая неопределённость прямолинейности визирной оси ЮС-107 находится в пределах $\theta_{107} = \pm 2$ угл.сек (здесь и далее все неопределённости даны для доверительной вероятности 0,95).

2. Калибровка положений контактного шарика щупа координатно-измерительной машины типа КИМ-750. Определим, что ось OX_{II} является линией, проходящей через точки пересечения осей калиброванных отверстий с базовой плоскостью ЛБВ. ЛБВ был установлен базовой плоскостью на стол КИМ-750, жестко зафиксирован и калиброванные отверстия были отсканированы шариком щупа КИМ с целью определения осей этих отверстий.

Предварительно отсканированная плоскость стола КИМ-750 находилась в памяти компьютера КИМ-750, и математическая операция пересечения осей отверстий с этой плоскостью дала искомые точки 1 и 2. Поочерёдное совмещение оси OX_{II} , проходящей через точки 1 и 2, и оптической оси объектива ПМ с линией визирования ЮС-107 может дать возможность наблюдать несовпадение OX_{II} и

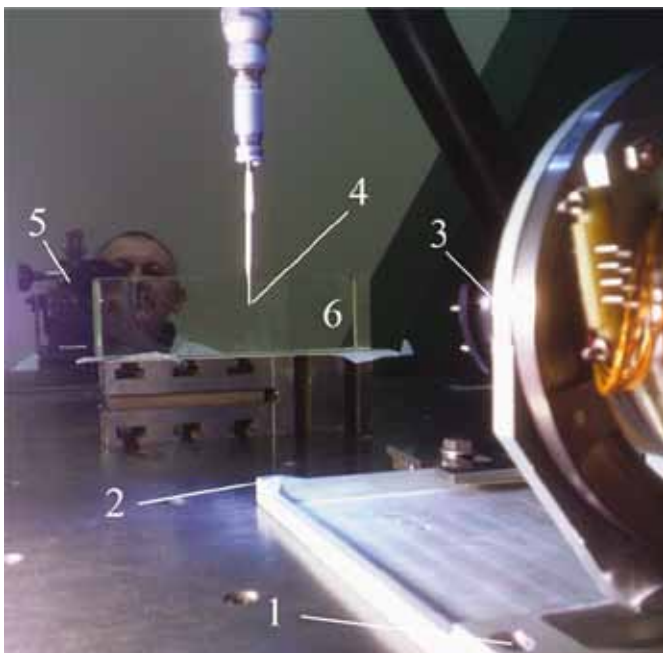
оптической оси. Задача была решена выставлением оси визирования ЮС-107 по оси OX_{II} , а затем параллельным переносом ЮС-107 на оптическую ось объектива ПМ. Для этого была выбрана четырёхгранная призма – параллелепипед. Но измерения рабочей грани показали её неидеальность: на ней была сфера с радиусом $R=10417$ м и тогда для расстояния переноса $L=80$ мм оценённая неопределённость положения линии визирования составила $\theta_{80} = \pm 0,08/10417 = \pm 1,6$ угл.сек.

На рисунке 3 показан щуп машины КИМ-750 в положении, приемлемом для выполнения измерений. Калибровка КИМ-750 с помощью концевых мер дала возможность оценить неопределённость положения оси OX_{II} в точках 3-4 как $\theta_{34} = \pm 2$ угл.сек.

Для калибровки измерений КИМ-750 в плоскости $X_{II}OY_{II}$ была установлена плоскость, измеренная интерферометром с максимальным отклонением $\pm 0,02$ мкм. Измерения машины КИМ-750 данной плоскости составили ± 2 мкм, и тогда результирующая неопределённость $\theta_{34} = \pm 3$ угл.сек. Суммарная неопределённость из-за неплоскостности базовой плоскости ЛБВ ($\pm 0,02$ мм) и неплоскостности базового стола КИМ-750 (также $\pm 0,02$ мм) была оценена как $\theta_H = \pm 25$ угл.сек.

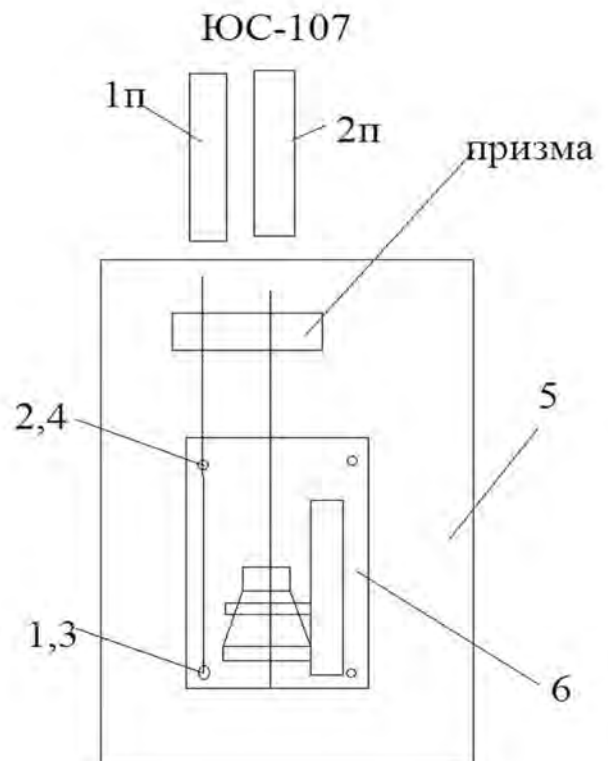
Для анализа и оценивания неопределённостей на данном этапе зафиксируем их источники:

1. Неопределённость калибровки ЮС-107 и КИМ-750 ($\theta_I^2 = \theta_{107}^2 + \theta_H^2$).



1, 2, 3, 4 – точки визирования; 5 – ЮС-107; 6 – четырёхгранная призма.

рисунк 3. Установка для юстировки оптической оси объектива ПМ относительно оси OX_{II}



1, 2, 3, 4 – точки; 5 – плоскость стола КИМ-750; 6 – базовая плоскость ЛБВ; 1п – положение 1 для ЮС-107; 2п – положение 2 для ЮС-107.

рисунк 4. Схема взаимного расположения объектов при юстировке на первом этапе

2. Неопределённость выставления прямой 3-4 на визирную линию ЮС-107 ($\theta_2^2 = \theta_{34}^2 + \theta_{ОН}^2$, где $\theta_{ОН}$ – неопределённость из-за неидеальности наблюдателя при визировании линии 3-4).

3. Неопределённость переноса ЮС-107 из положения 1 в положение 2 (рисунок 4) ($\theta_3^2 = \theta_{80}^2 + \theta_{П}^2$, $\theta_{П}$ – неопределённость из-за неидеальности наблюдателя при визировании автоколлимационного креста от грани призмы).

4. Неопределённость выставления линии визирования ЮС-107 на оптическую ось объектива ПМ (θ_4), вызванная неидеальностью наблюдателя.

Линия 3-4 образуется путём визирования шарика ($\varnothing 0,7$ мм) шупа КИМ-750 в точках 3 и 4 в центре креста ЮС-107. Неопределённость этой операции составляет 1/8 от диаметра шарика, расстояние от шарика до ЮС-107 равно 1200 мм, следовательно, $\theta_{ОН} = 0,7 / (8 \cdot 1200) = 14$ угл.сек.

Для оценивания $\theta_{П}$ была выведена следующая формула:

$$\theta_{П} = 0,5 \cdot \sqrt{2 \cdot t / (2 \cdot L)}.$$

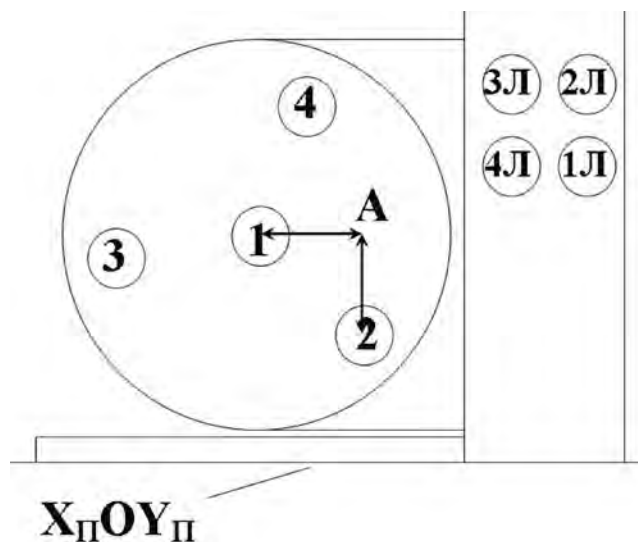
Здесь множитель 0,5 характеризует половину минимального деления шкалы ЮС-107; множитель $\sqrt{2}$ характеризует неопределённость по двум координатам; $t/L = 0,00015$ – цена минимального деления шкалы ЮС-107; двойка в знаменателе характеризует работу в автоколлимационном режиме. Таким образом $\theta_{П} = 11$ угл.сек.

Для оценивания θ_4 была выведена аналогичная формула

$$\theta_4 = V \cdot 0,5 \cdot \sqrt{2 \cdot t / (2 \cdot L)},$$

где добавлен коэффициент увеличения V при автоколлимации от оптических поверхностей объектива.

Так как оценивание данных неопределённостей по типу В было проведено для наихудшего случая, был выбран наибольший из возможных $V = 2,5$. Тогда $\theta_4 = 26$ угл.сек, а результирующая неопределённость первого этапа юстировки для доверительной вероятности 0,95 составит $S_1 = 1,1 (\theta_1^2 + \theta_2^2 + \theta_3^2 + \theta_4^2)^{0,5} = 44$ угл.сек. Таким образом, было определено, что оптическая ось объектива ПМ находится в пределах круга



1, 2, 3, 4 – изображения входных торцов световодов; **1Л, 2Л, 3Л, 4Л** – порядковые номера излучающих каналов ЛВВ.

рисунок 5. Вид на излучающие каналы и вход ПМ

с радиусом 44 угл.сек относительно его центра, совпадающего с осью $OX_{П}$.

2. Юстировка центрального волокна ВООП относительно оптической оси и измерение угла разворота ИСК

Данный этап был выполнен на установке, состоящей из горизонтируемого основания, на котором располагался своей базовой ($X_{П} O Y_{П}$) плоскостью ЛВВ и отдельно стоящий автоколлимационный теодолит с функцией перефокусировки. Основание и теодолит были горизонтированы с неопределённостью ± 20 угл.сек. Выходные торцы световодов ВООП были подсвечены в обратном ходе источником излучения ($\lambda = 638$ нм), и изображения входных торцов световодов наблюдались в трубу теодолита. Линия визирования теодолита

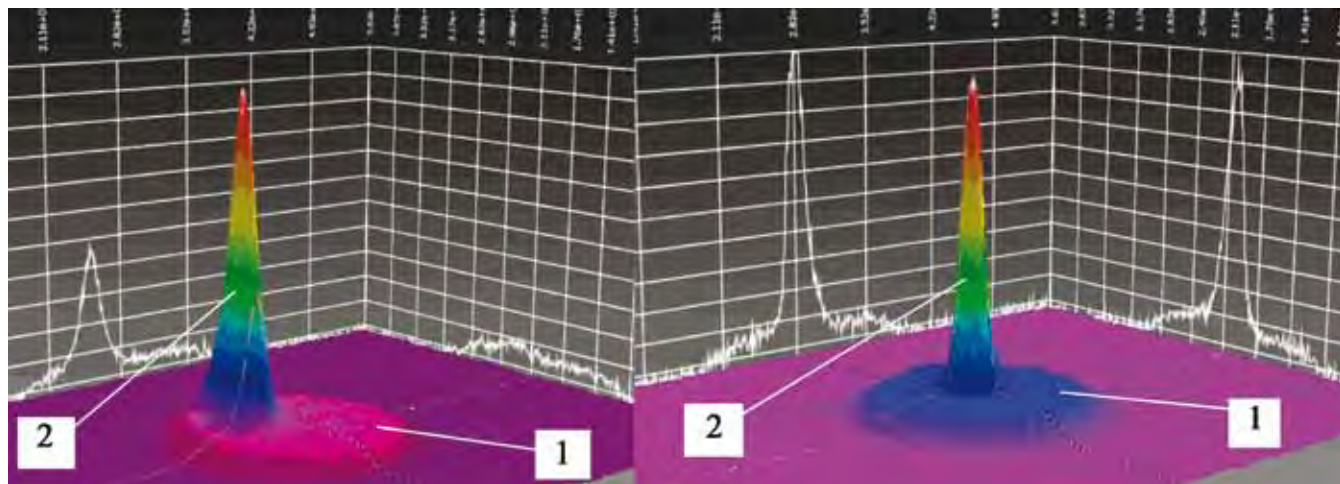


рисунок 6. Положение изображения торца волокна (1) и пятна от ЛПМ (2) до юстировки (слева) и после юстировки (справа)

была выставлена на оптическую ось объектива ПМ, и юстировочными подвижками ВООП центральный световод был установлен на линию визирования теодолита. Оценённая неопределённость данной операции

$$\theta_5 = (\theta_{\text{ЦВ}}^2 + \theta_{\text{ОО}}^2)^{0,5} = 27 \text{ угл.сек},$$

где $\theta_{\text{ЦВ}} = 25 \text{ угл.сек}$ – неопределённость юстировки центрального волокна относительно оптической оси; $\theta_{\text{ОО}} = 10 \text{ угл.сек}$ – неопределённость нахождения оптической оси с помощью теодолита.

Далее теодолитом было измерено угловое расстояние от центра первого волокна до точки А, затем от точки А до центра второго волокна (треугольник $IA2$ – прямоугольный) (рисунок 5).

Угол разворота ИСК относительно ПСК ра-

вен углу $A12$, который определялся по формуле $A12 = \arctg(|A2|/|IA|)$. Неопределённость угла разворота θ_{A12} можно определить через частные производные функции при косвенных измерениях. В нашем случае $\theta_{A12} = \pm 4 \text{ угл.мин.}$

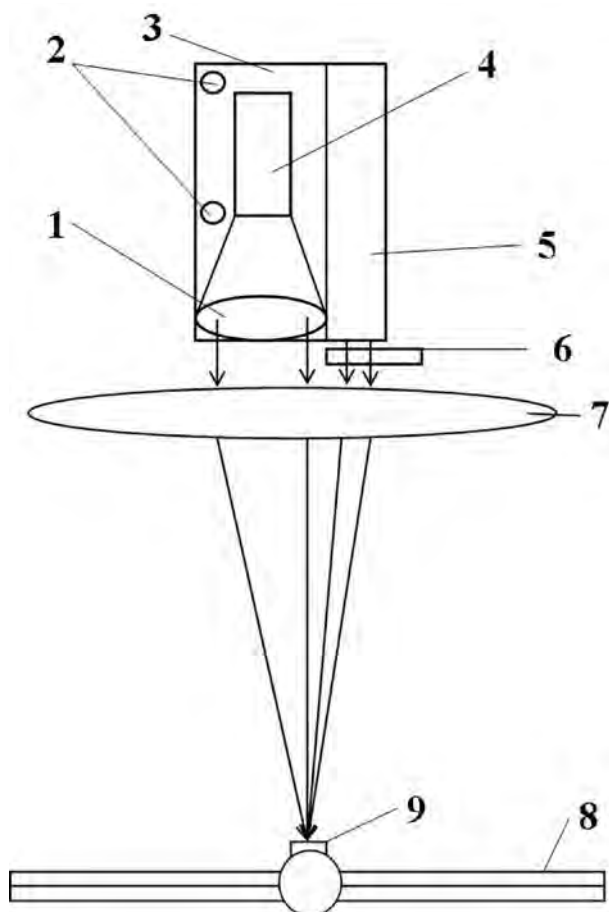
3. Совместная юстировка ПМ и ЛПМ

Совместная юстировка ПМ и ЛПМ была проведена на стенде, основу которого составлял оптический стол длиной 6 м с расположенным на нём крупногабаритным высококачественным линзовым объективом типа «Апо-Марс-7» ($f=1800 \text{ мм}$, относительное отверстие 1:3,6), в фокальной плоскости которого располагались различные регистраторы излучения. В случае совместной юстировки в фокальной плоскости «Апо-Марс-7» располагалась ПЗС-матрица с полем зрения $7 \times 5 \text{ мм}^2$, захват изображения с которой осуществлялся на компьютер в реальном масштабе времени. ЛВВ устанавливался перед «Апо-Марсом-7» навстречу ему, и в фокальной плоскости «Апо-Марса-7» на ПЗС-матрице фиксировались: изображение подсвеченного на $\lambda=1,064 \text{ мкм}$ волокна ВООП и сфокусированный лазерный пучок предварительно сильно ослабленного излучения от ЛПМ.

На рисунке 6 показаны положения изображения торца волокна и пятна от ЛПМ до юстировки и после юстировки.

Схема стенда представлена на рисунке 7. ПЗС-матрица располагалась на точном трёхкоординатном суппорте, который перемещался в точной направляющей перпендикулярно оптической оси «Апо-Марса-7». Это было необходимо для измерения координат центров изображений торцов световодов. С помощью ЮС-107, расположенного за фокальной плоскостью «Апо-Марса-7», была найдена оптическая ось последнего, и на неё выставлена оптическая ось объектива ПМ, при этом ЛВВ располагался на точном суппорте с шестью степенями свободы подвижек и горизонтировался с помощью уровня в пределах $\pm 20 \text{ угл.сек.}$

В данной установке точность определения фокальной плоскости «Апо-Марс-7» на $\lambda=1,064 \text{ мкм}$ составила $\pm 0,1 \text{ мм}$, а неопределённость фокусного расстояния «Апо-Марс-7» на $\lambda=1,064 \text{ мкм}$ составила $\pm 0,1\%$ ($1802 \pm 2 \text{ мм}$). При максимальном параллаксе – расстоянии между оптической осью объектива ПМ и центром пучка № 2 на выходе ЛПМ – 130 мм допустимое значение неопределённости установки чувствительной площадки ПЗС-матрицы в фокальную плоскость «Апо-Марс-7», исходя из неопределённости совмещения центра изображения световода



1 – объектив ПМ; 2 – калиброванные отверстия; 3 – базовая плоскость; 4 – ПМ; 5 – ЛПМ; 6 – ослабляющий фильтр; 7 – «АпоМарс-7»; 8 – направляющая для перемещения ПЗС-матрицы; 9 – ПЗС-матрица на суппорте.

рисунк 7. Схема установки для совместной юстировки ПМ и ЛПМ

таблица – Составляющие неопределённостей углов α , угл.сек

	θ_{107}	θ_{H}	θ_{34}	θ_{OH}	θ_{80}	$\theta_{\text{П}}$	θ_4	θ_5	θ_6	θ_7	θ_8	θ_9	$\Delta\alpha$
α_1	2	25	3	14	2,6	11	26	27	----	----	---	10	---
α_2	2	25	3	14	2,6	11	26	27	2	1	2	10	11
α_3													
α_4													

ВООП с центром лазерного пучка не более 2 угл.сек, должно быть не более 0,2 мм.

Были определены другие источники неопределённостей, влияющие на совмещение центров изображений волокон и центров пучков:

1. Несовпадение центров изображений боковых световодов ВООП с максимумами боковых пучков из-за термобарической поправки для установки ВООП (Θ_6). Это вызвано особенностью юстировки ЛВВ в лабораторных условиях (при давлении 760...780 мм.рт.ст., температуре 18...25 градусов Цельсия), а ЛВВ работает в условиях космического вакуума – при температуре на базовой посадочной плоскости ЛВВ на КА от -10 до +35 градусов Цельсия. Если барическая поправка является постоянной и составляет порядка 0,08 мм, то изменение заднего отрезка объектива ПМ из-за температуры на базовой плоскости составляет до 0,55 мм, что является основанием для температурной стабилизации объектива 30±3 градуса с использованием тонкоплёночных нагревательных элементов. Также существует температурная разница при юстировке и при работе при этой стабилизированной температуре, она составляет от 5 до 12 градусов, и термобарическая поправка будет от 0,15 мм до 0,24 мм. Произведённая оценка по максимальному значению дала $\Theta_6=4$ угл.сек.

2. Смещение чувствительной плоскости ПЗС-матрицы из-за неперпендикулярности установки направляющей 8 (рисунок 7) относительно оптической оси «Апо-Марс-7» (Θ_7). Неопределённость при измерении положения плоскости наилучшего изображения в поле ±2° в фокальной плоскости «Апо-Марса-7» составила ±0,1 мм. Тогда $\Theta_7=0,1 \cdot 130/1802^2=1$ угл.сек.

3. Несовпадение входных торцов боковых световодов ВООП с установочной плоскостью (Θ_8) составляет 0,1 мм. По аналогии с оценкой Θ_6 по п.1 $\Theta_8=2$ угл.сек.

4. Несовпадение энергетического центра пятна с положением его геометрического центра (Θ_9). Оценённое значение $\Theta_9=10$ угл.сек.

Неопределённость при косвенных измерениях углов α была оценена $\Delta\alpha_{12}=\Delta\alpha_{13}=\Delta\alpha_{14}=11$ угл.сек. В таблицу сведены все неопределённости.

Неопределённости для углов $\alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$ можно записать в виде $S\alpha=1,1(\Theta_1^2+\Theta_2^2+\Theta_3^2+\Theta_4^2+\Theta_5^2+\Theta_6^2+\Theta_7^2+\Theta_8^2+\Theta_9^2+\Delta\alpha^2)^{0,5}=56$ угл.сек. Для угла α_1 неопределённость составит $S\alpha_1=1,1(\Theta_1^2+\Theta_2^2+\Theta_3^2+\Theta_4^2+\Theta_5^2+\Theta_9^2)^{0,5}=54$ угл.сек. Уменьшив в два раза Θ_H, Θ_4 и Θ_5 , можно достичь $S\alpha=32$ угл.сек. Если для уменьшения Θ_H это технологическая задача, то для уменьшения Θ_4 и Θ_5 необходимо использовать трубу типа ЮС-107 с автоматическим режимом регистрации, т.е. прибор нового класса.

Дальнейшее уменьшение неопределённостей будет целесообразно только в соответствии с поставленными техническими требованиями и необходимыми изменениями в методике юстировки. Неопределённость для угла β_2

будет равна неопределённости $\Theta_{A12}=\pm 4$ угл.мин. Неопределённости для углов β_3 и β_4 будут складываться соответственно из неопределённостей для β_{23} и β_{24} и неопределённостей для β_2 как квадраты под корнем. Опуская сложные математические преобразования, можно определить, что $\Delta\beta_{23}=\Delta\beta_{24}=2$ угл.мин. Тогда $S_{\beta}=1,1(4^2+2^2)^{0,5}=5$ угл.мин. Следовательно, данный метод юстировки позволяет иметь для углов β более чем достаточный запас по точности. Таким образом, данная последовательность юстировочных операций позволяет материализовать измерительную систему координат лазерного высотомера-вертиканта ХиYиZи с неопределённостью по углам α не более ±1 угл.мин, по углам β – не более ±5 угл.мин.

4. Сравнение с известными методами юстировки

Традиционные методы юстировки входящих в состав КА приборов относительно его строительных осей предполагают наличие так называемых мастер-зеркал или мастер-кубов, располагаемых на КА, к которым, используя автоколлимационные теодолиты или автоколлиматоры, «привязывают» соответствующие референтные зеркала или зеркальные кубы, расположенные на отдельных приборах (Luis Ramos-Izquierdo et al., 2009; Ohl R., 2009; Беликов И.Т. и др., 1990). В этом случае конечная неопределённость юстировки будет определяться как суперпозиция неопределённостей привязки референтных зеркал/кубов к мастер-зеркалам/кубам, привязки референтных зеркал/кубов к осям прибора и привязки мастер-зеркал/кубов к осям КА.

Произведём оценку этих неопределённостей. Предположим, что в условиях ограничения массогабаритных характеристик мы установили референтное зеркало на корпус ЛВВ таким образом, что нормаль к нему параллельна оси центрального пучка ЛПМ с неопределённостью $\Theta_R=(\Theta_{107}^2+\Theta_2^2+\Theta_3^2+\Theta_4^2+\Theta_5^2+\Theta_9^2)^{0,5}=43$ угл.сек. Установка референтного зеркала на корпус ЛВВ, при гарантии стабильности его положения на корпусе ЛВВ при дальнейших технологических манипуляциях с ЛВВ, не должна вносить дополнительных неопределённостей, а также должна быть доступна юстировка положения ЛВВ на КА, которую проводят разворотами ЛВВ по трём осям.

Пусть на КА установлено мастер-зеркало с неопределённостью положения относительно оси ОХ КА $\Theta_M=29$ угл.сек. Юстировка параллельности нормалей мастер-зеркала и референтного зеркала может проводиться с помощью сетки высокоточных автоколлимационных теодолитов (Luis Ramos-Izquierdo et al., 2009; Ohl R., 2009). В этом случае к Θ_M добавляется неопределённость взаимной «привязки» теодолитов. В общем случае это есть неопределённость измерения четырёх углов, которая, если

считать среднеквадратическое отклонение измерения угла теодолитом равным 2 угл.сек, составляет $\Theta_T = (4 \times 6^2)^{1/2} = 12$ угл.сек. Если неопределённость из-за горизонтирования теодолитов пренебрежимо мала, тогда неопределённость «привязки» оси OX_{II} ЛВВ к КА составит $S\alpha = 1,1(\Theta_R^2 + \Theta_M^2 + \Theta_T^2)^{0,5} = 58$ угл.сек, что соизмеримо с величиной полученной в вышеописанном авторском способе. Однако трудоёмкость юстировочного процесса, материальные затраты и риски на его осуществление возрастают значительно, а уменьшение конечной неопределённости из-за этого представляется более сложным процессом.

Интересно сравнить неопределённости, оценённые в авторской методике, с аналогичными результатами американских авторов (*Luis Ramos-Izquierdo et al.*, 2009), проводивших юстировку лазерного высотомера Lunar Orbiter Laser Altimeter (LOLA) в рамках программы Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO). Американские коллеги используют понятие *boresight error* для определения точностных характеристик при юстировке, которое может быть переведено как *невязка* или *ошибка привязки/выверки*; заимствовано оно из области стрельбы стволовым оружием и означает рассогласование между линией визирования прицела и направлением канала ствола оружия. Применительно к ЛВВ *boresight error* – это рассогласование между центром локального поля зрения – изображения волокна ВООП и энергетическим центром лазерного пучка в фокальной плоскости «Апо-Марс-7», т.е. в методике юстировки ЛВВ это неопределённость $1,1(\Theta_6^2 + \Theta_7^2 + \Theta_8^2 + \Theta_9^2)^{0,5} = 1,1(2^2 + 1^2 + 2^2 + 10^2)^{0,5} = 10$ угл.сек = 50 мкрад. У американских инженеров эта величина составила 25 мкрад. Конечная неопределённость у нас $S\alpha_T = 54$ угл.сек = 270 мкрад. А для LOLA неопределённость привязки к осям КА это 100 мкрад и 100 мкрад из-за нестабильности лазерного высотомера. Считая их независимыми, можно вывести конечную неопределённость направления лазера LOLA по отношению к осям КА: 140 мкрад = 28 угл.сек.

Из сравнений видно, что точность юстировки LOLA в два раза выше, чем ЛВВ. По всей видимости, это определяется назначением LOLA – лазерного дальномера для топографирования поверхности Луны. Последняя стадия юстировки LOLA включала измерение рассогласования между референтным кубиком LOLA и мастер-кубиком КА, и на основании этой и другой информации определялись направления лазерных пучков по отношению к оптической оси звёздного датчика. С учётом вышеизложенных оценок и предполагая, что оптическую ось звёздного датчика КА можно найти с неопределённостью $\Theta_{ST} = 10$ угл.сек, а при передаче её мастер-кубику нужно добавить Θ_T , можно оценить неопределённость привязки направлений лазерных пучков по отношению к оптической оси звёздного датчика

$$1,1(\Theta_{ST}^2 + \Theta_M^2 + 2\Theta_T^2 + 28^2)^{0,5} = 1,1(10^2 + 29^2 + 2 \cdot 12^2 + 28^2)^{0,5} = 50 \text{ угл.сек} = 250 \text{ мкрад.}$$

Наконец, можно сравнить неопределённость разворота ИСК ЛВВ ($\Theta_{A12} = \pm 4$ угл.мин) и LOLA

(± 2 град). Можно предположить, что такое значительное отличие в неопределённости угла разворота связано с различием в базировании LOLA на КА, по сравнению с особенностью базирования ЛВВ.

заключение

Результатом проделанной работы стало создание и практическая реализация методики юстировки измерительной системы координат космического лазерного высотомера-вертиканта, привязки к ней излучающих каналов лазерного передающего модуля, оценка неопределённостей и их анализ, выработка на этой основе дальнейших возможных направлений повышения точности юстировки. Данная методика имеет преимущество перед традиционным способом юстировки в условиях ограничения габаритов прибора и компоновки космического аппарата.

список литературы

- Беликов И.Т. и др. Технология сборки и испытаний космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1990. 352 с.
- Поляков В.М., Покровский В.П., Сомс Л.Н. Лазерный передающий модуль с переключаемой диаграммой направленности для космического аппарата «Фобос-Грунт» // Оптический журнал, 2011. Т. 77, № 10. С. 4-9.
- Anthony W.Yu. et al. Overview of Space Qualified Solid-State Lasers Development at NASA Goddard Space Flight Center // Proceedings of SPIE Vol. 7193, 719305, 2009. doi:10.1117/12.814954.
- Ershov A.G. Method of adjusting an optical axis of receiving module of laser rangefinder to the main axis of space vehicle // *Modeling Aspects in Optical Metrology III*, edited by Bernd Bodermann, Proceedings of SPIE Vol. 8083(SPIE, Bellingham, WA 2011) 80830Z. doi:10.1117/12.888912.
- Kuvaldin E.V., Ershov A.G., Zakharenkov V.F., Polyakov V.M. et al. Testing unit for laser rangefinder // *Sixth International Symposium on Precision Engineering Measurements and Instrumentation*, edited by Jiubin Tan, Xianfang Wen, Proceedings of SPIE Vol. 7544 (SPIE, Bellingham, WA 2010) 754457. doi:10.1117/12.885857.
- Luis Ramos-Izquierdo et al. Optical system design and integration of the Lunar Orbiter Laser Altimeter // *Applied Optics*, 2009. V. 48, № 16.
- Ohl R. Updates to the optical alignment and test plan for the James Webb Space Telescope Integrated Science Instrument Module // Proceedings of SPIE Vol.7433, 743305, 2009, doi:10.1117/12.828584.
- Wei-Cheng Lin et al. The alignment of the aerospace Cassegrain telescope primary mirror and iso-static mount by using CMM // Proceedings of SPIE Vol. 8131, 81310M, 2011. doi:10.1117/12.894379.

Статья поступила в редакцию 15.03.2012 г.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие профилю журнала.
2. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы и рецензию.
3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.
4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объем статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.
5. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
 - индекс УДК (слева);
 - инициалы и фамилии авторов, ученое звание и ученая степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), название статьи, краткая аннотация (5-7 строк), ключевые слова (5-6 слов) на русском языке и на английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы.
6. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
7. Набирать текст необходимо в **MS Word**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер - **14**, интервал - **полтора**. Поля со всех сторон - **25 мм**.
8. Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул **Microsoft Equation 3.0**. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
10. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей - название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.
11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть четкими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Regular**, со **строчных букв** (кроме названий и имен), кегль **12**, интервал **1,5**.
12. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.
13. К статье следует приложить диск с файлами:
 - сформированной статьи;
 - рисунков, таблиц, графиков;
 - фотографий авторов (размер фотографий не менее 6x4);
 - иллюстрации (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
 - фотографий авторов (размер фотографий не менее 10x15);
 - сведений об авторах.В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), ученое звание, ученую степень, аспирант или соискатель ученой степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), сотовый (предпочтительней), адрес электронной почты.
Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

издатель
ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
ФГУП «НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА»
редактор В.В. Ефанов
технический редактор А.В. Савченко
корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова
художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета -
«НПОЛ - ГРАФИК ДИЗАЙН»
подписано в печать 01.11.2012. формат 60x84 / 8
бумага офсетная. печать офсетная. объем 9,5 печ. л., тираж 500 экз.
отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Полстар» (МАИ),
Волоколамское ш., д. 4, Москва А-80, ГСП-3, 125993



Страховая Акционерная Компания **ЭНЕРГОГАРАНТ**

Страховая акционерная компания «ЭНЕРГОГАРАНТ» на протяжении длительного времени сотрудничает с предприятиями ракетно-космической отрасли. Мы гордимся этим долгосрочным взаимовыгодным сотрудничеством и предлагаем Вам специальные условия добровольного страхования.

Сотрудникам предприятий ракетно-космической промышленности мы предоставляем дополнительную скидку в размере 15% на страхование квартиры, дачи или автомобиля.

Узнайте подробности в ближайшем офисе Страховой акционерной компании «ЭНЕРГОГАРАНТ».

+7 (495) 737 0330
www.energogarant.ru

НАША ЭНЕРГИЯ – ГАРАНТИЯ ВАШЕГО СПОКОЙСТВИЯ

ОТКРЫТА ПОДПИСКА НА НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

ВЕСТНИК ФГУП НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА

ЕЖЕГОДНО В ЖУРНАЛАХ ПУБЛИКУЕТСЯ ОКОЛО **60** НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ СТАТЕЙ
ПО АКТУАЛЬНЫМ ВОПРОСАМ КОСМОНАВТИКИ И О РЕЗУЛЬТАТАХ
КОСМИЧЕСКИХ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ.

АВТОРАМИ СТАТЕЙ ЯВЛЯЮТСЯ ВЕДУЩИЕ УЧЕНЫЕ И ИНЖЕНЕРЫ
ОРГАНИЗАЦИЙ РОСКОСМОСА И ИНСТИТУТОВ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК.



НАШ ПОДПИСНОЙ ИНДЕКС
37156
В КАТАЛОГЕ
ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ
РОСПЕЧАТЬ