



АСТРОН

ПЕРВАЯ СОВЕТСКАЯ
ОРБИТАЛЬНАЯ
АВТОМАТИЧЕСКАЯ
АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ
ОБСЕРВАТОРИЯ

1983



СПЕКТР-УФ

ОРБИТАЛЬНАЯ ПРЕЦИЗИОННАЯ
АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ
ВИДИМОГО И УЛЬТРАФИОЛЕТОВОГО
СПЕКТРОВ НА ПЛАТФОРМЕ

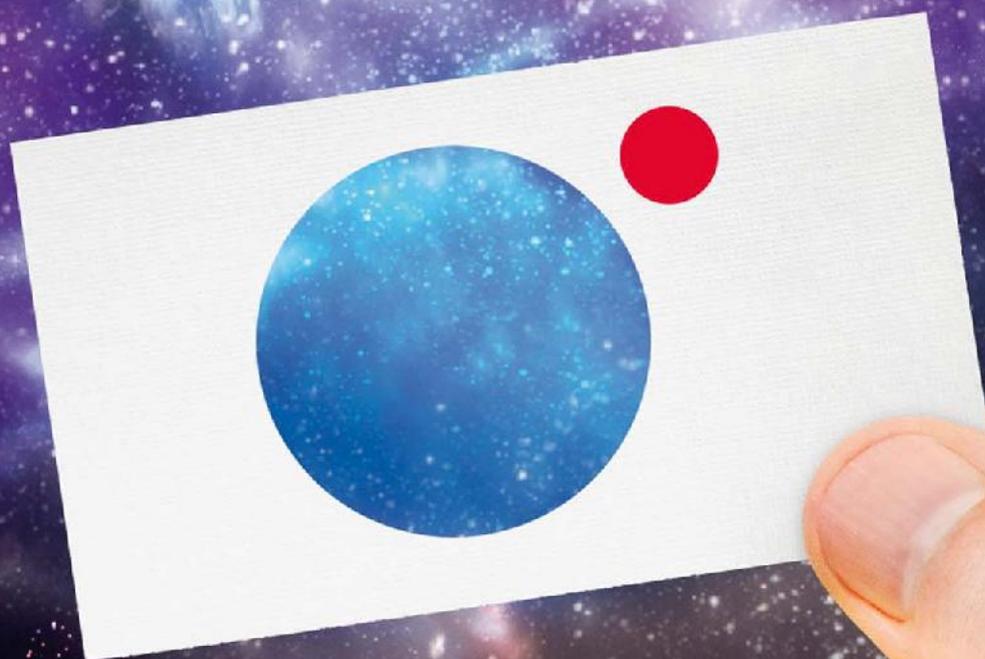
НАВИГАТОР

ЗАПУСК ПЛАНИРУЕТСЯ В

2016 ГОДУ

СПУТНИК

СТРАХОВОЙ ЦЕНТР



Реклама СЦ "СПУТНИК" Номер лицензии: С354177

СТРАХОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

 +7 495 787 25 25

с о д е р ж а н и е

Боярчук А.А., Моишеев А.А. 30 лет первой отечественной астрофизической станции «Астрон».....	3
Шустов Б.М., Сачков М.Е. Научные задачи проекта «Спектр-УФ».....	8
Сачков М.Е. Ультрафиолетовые обсерватории будущего.....	16
Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г. К вопросу снижения динамических нагрузок при срабатывании устройств разделения перспективных орбитальных астрофизических обсерваторий.....	21
Бармин И.В. Савиных В.П. Цветков В.Я. Дистанционный метод определения координат точек на поверхности планеты.....	26
Шматов С.И., Мордвинкин А.С. Комбинированная система компенсации возмущающего момента от солнечного давления для геостационарного спутника.....	30
Бондаренко В.А., Устинов С.Н., Немыкин С.А., Финченко В.С. Система обеспечения теплового режима малых космических аппаратов...37	37
Чулин А.Н. Метод навигации автоматической межпланетной станции на квазиспутниковой орбите в задаче трех тел на основании оптических измерений.....	43
Белова В.В., Филин В.М. Количественная оценка показателя надежности системы обеспечения теплового режима космического аппарата при электрических испытаниях.....	50
Воронин Е.Г. Способ оценки геометрической точности снимков местности.....	57
Вайсберг О.Л. Мой фаворит – спутник «Прогноз».....	61

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.laspace.ru>
- подписной индекс 37156 в каталоге «ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ» (РОСПЕЧАТЬ)
- © ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»
- © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издается с 2009 года

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

главный редактор –
д.т.н., профессор
К.М. Пичхадзе
заместитель главного редактора –
д.т.н., профессор
В.В. Ефанов

редакционная коллегия

к.т.н. **П.А. Грешилов**
В.М. Давыдов
д.т.н. **К.А. Занин**
к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**
к.т.н. **М.Б. Мартынов**
к.т.н. **А.А. Моишеев**
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**
академик РАН
Г.А. Попов
д.т.н. **В.Е. Усачов**
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



13003



9 772075 694002

chief editor –

d.eng., professor

K.M. Pichkhadze

deputy chief editor –

d.eng., professor

V.V. Efanov

e d i t o r i a l b o a r d

c.sc. (ec.) **P.A. Greshilov**

V.M. Davidov

d.eng. **K.A. Zanin**

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

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

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

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

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

A.V. Savchenko

S.N. Solodovnikov

e d i t o r i a l c o u n c i l

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**

academician RAN

G.A. Popov

d.eng. **V.E. Usachov**

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

Boyarchuk A.A., Moisheev A.A.

30 years of the first domestic astrophysical station «Astron».....3

Shustov B.M., Sachkov M.E.

Science issues of the «Spektr-UF» Project.....8

Sachkov M.E.

Ultraviolet observatories of future.....16

Efanov V.V., Birukov A.S., Demenko O.G.

Dynamic loads reduction during actuation
of astronomical observatory SC
separation devices.....21

Barmin I.V., Savinykh V.P., Tsvetkov V.Ya.

Remote method of determining the coordinates
of the planet's surface.....26

Shmatov S.I., Mordvinkin A.S.

The combined compensating system of the disturbing torque induced
by solar pressure for geostationary satellite.....30

Bondarenko V.A., Ustinov S.N., Nemykin S.A., Finchenko V.S.

Thermal Control System of a Small Spacecraft.....37

Chulin A.N.

A navigation method for an automated interplanetary probe
on the quasi-satellite orbit under three-body problem basing
on optical measurements.....43

Belova V.V., Filin V.M.

Quantitative assessment of the reliability
for the spacecraft thermal
control system during electrical testing.....50

Voronin E.G.

Method of geometric accuracy definition for satellite images.....57

Vaysberg O.L.

My preference is «Prognoz» Satellite.....61

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.laspacespace.ru>
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JURNALY» (ROSPECHAT)
© FSUE «Lavochnik Association»
© article writers

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

editorial office address:

141400 Moscow region, Khimki, Leningradskaya str., 24

phone: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69

fax: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68

e-mail: VESTNIK@LSPACE.RU

internet: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

30 ЛЕТ ПЕРВОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ АСТРОФИЗИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ «АСТРОН»



А.А. Боярчук,
академик РАН,
Федеральное
государственное
учреждение науки
Институт астрономии
Российской Академии
наук, Россия, г. Москва,
aboyar@inasan.ru;
А.А. Boyarchuk

Приводится исторический обзор создания астрофизической космической станции «Астрон», выведенной на орбиту в 1983 году с анализом основных результатов выполнения научной программы.

Ключевые слова: космический аппарат «Астрон»; телескоп «Спика»; астрофизические космические исследования; ультрафиолетовый телескоп; ультрафиолетовый диапазон электромагнитного излучения; В.М. Ковтуненко; Л.Б. Северный; ультрафиолетовый спектрометр; рентгеновский телескоп-спектрометр СКР-02М.

4 октября 1957 года в СССР был запущен первый искусственный спутник Земли. Это историческое событие сразу продемонстрировало перспективу тех огромных возможностей, которые могут быть реализованы при помощи космической техники, в частности, внеатмосферные исследования Солнечной системы и других космических объектов во Вселенной. В настоящее время во всем мире проводятся интенсивные космические исследования, которые существенно меняют наши представления о планете Земля, о Солнечной системе, о Вселенной. Вспомним, как начинались астрофизические космические исследования в нашей стране.

Эта статья посвящена астрофизической космической станции «Астрон» (рисунок 1), которая была выведена на орбиту 30 лет назад – 23 марта 1983 года.

К тому времени наша космическая промышленность накопила большой опыт в космических исследованиях. Было запущено несколько десятков спут-

30 YEARS OF THE FIRST DOMESTIC ASTROPHYSICAL STATION «ASTRON»



А.А. Моисеев,
кандидат технических
наук, ФГУП «НПО им.
С.А. Лавочкина», Россия,
Московская область,
г. Химки,
moishev@laspace.ru;
A.A. Moishev

The article reviews the history of development of «Astron» astrophysical space station, launched into orbit in 1983, as well as the main results of scientific program realization.

Key words: «Astron» spacecraft; «Spika» telescope; astrophysical space studies; ultraviolet telescope; ultraviolet band electromagnetic radiation; V.M. Kovtunenکو; L.B. Severnyi; ultraviolet spectrometer; «SKR-02M» X-ray spectrometer telescope.

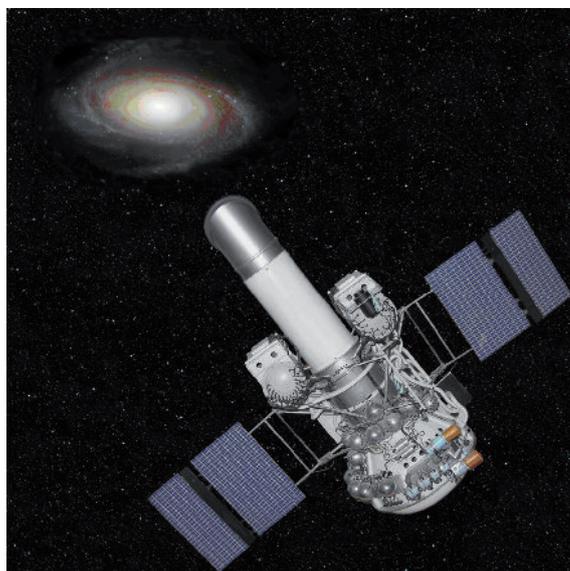


рисунок 1. КА «Астрон»

ников для исследования Луны, Марса и Венеры, а также пилотируемых аппаратов. Но астрофизики очень нуждались в космических средствах исследования. Тем более что НАСА и ЕКА уже успешно вели подобные исследования. В начале 70-х годов директор Крымской астрофизической обсерватории (КрАО) академик А.Б. Северный проявил инициативу в постановке подобных космических экспериментов. Он, естественно, обратился к самой знаменитой организации – НПО «Энергия». Больше года шли переговоры, но не достигли положительного результата. Эта организация в тот период была перегружена проектами пилотируемых полётов.

Тогда академик А.Б. Северный встретился с руководством НПО им. С.А. Лавочкина, и нашёл здесь понимание и общий интерес. В НПО им. С.А. Лавочкина в то время А.Г. Чесноков вел проект, где космическими средствами оценивалась ситуация на земной поверхности, а астрофизики просили предоставить возможность исследовать звёздное небо. То есть предполагалось, что можно создать телескоп, который мог бы решать две задачи в зависимости от того, куда его направить: в зенит или в надир. Поскольку попытки привлечь Ленинградское оптико-механическое объединение (ЛОМО) к проектированию и изготовлению космического телескопа не удались, было принято решение создавать телескоп силами НПО им. С.А. Лавочкина в содружестве с Крымской астрофизической обсерваторией. С тех пор КрАО и НПО им. С.А. Лавочкина установилось чрезвычайно плодотворное творческое сотрудничество, которое успешно продолжается.

На первых порах работу возглавил А.Г. Чесноков. В КрАО от НПО им. С.А. Лавочкина были командированы три конструктора: А.К. Большаков, Р.С. Садыков и А.А. Моишеев. К ним был прикреплён инженер из КрАО В.В. Бенюх. Конечно, в обсуждении проекта принимали активное участие многие сотрудники обсерватории. Одновременно с конструированием телескопа в КрАО разрабатывалась оптическая схема телескопа под руководством Н.В. Стешенко. Была выбрана оптическая система Ричи-Кретьена. Два важных свойства такой двухзеркальной системы были решающими при её выборе для космического телескопа: сравнительная компактность и большое поле зрения с хорошим качеством изображения. Диаметр главного зеркала 0.8 метра и расстояние между зеркалами 2 метра. В течение месяца был разработан проект телескопа. Тут же придумали и имя космическому телескопу: «Спика» – так называют самую яркую звезду в созвездии Девы.

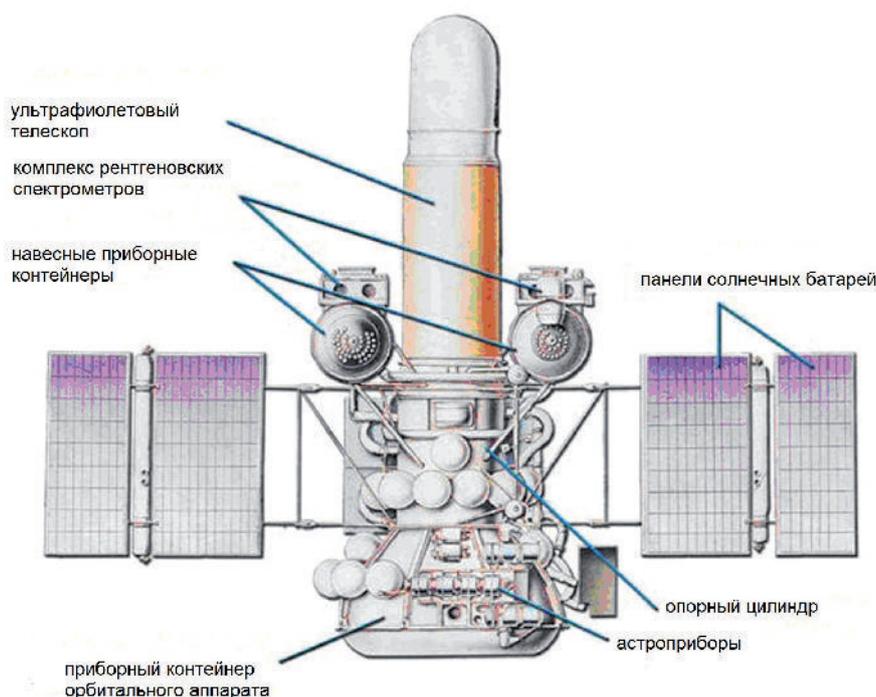
В конструкции телескопа были воплощены новейшие достижения оптики, точной механики, материаловедения и технологии. Зеркала изготовлены в КрАО из астроситалла. Для повышения коэффициента отражения в ультрафиолете применено уникальное двухслойное покрытие: алюминий + фтористый магний. Геометрическая прецизионность несущей конструкции телескопа обеспечивалась применением сплава суперинвар для изготов-

ления лонжеронов оболочки тубуса, связывающих шпангоуты главного и вторичного зеркал. Оболочка тубуса изготовлена таким образом, что она не нагружала лонжероны при тепловых нагрузках, сохраняя тем самым стабильность геометрической взаимной увязки зеркал.

Как показала наземная отработка, а также эксплуатация во время полета, конструкция телескопа не претерпела никаких деформаций ни при механических нагрузках на этапе выведения на орбиту, ни при изменении температуры за время его эксплуатации на орбите. Таким образом, конструктивно-технологические решения, примененные при создании телескопа, обеспечили его геометрическую прецизионность, что является одним из важнейших факторов подобных астрономических приборов. К тому же удалось массовые характеристики конструкции телескопа обеспечить на уровне требований к космической технике.

При создании ультрафиолетового телескопа большое внимание было уделено решению проблемы возможного загрязнения оптики в процессе космического полета. Продукты загрязнения (особенно органика) элементов конструкции, активно испаряясь в космосе, оседают на самом холодном элементе, а это чаще всего бывают зеркала оптической системы телескопа, и в результате покрытие зеркал довольно быстро деградирует. Для ультрафиолетового (УФ) диапазона электромагнитного излучения это губительно. Поэтому был предусмотрен целый комплекс мер по обеспечению чистоты телескопа. При выборе конструкционных материалов оценивалось их газовыделение в космическом вакууме. Исключались материалы и покрытия, содержащие органические соединения и имеющие большой процент летучих легкоконденсируемых соединений. Сборка телескопа выполнялась на территории Крымской астрофизической обсерватории. Там были предприняты специальные меры по обеспечению требований вакуумной гигиены при проведении сборочных операций и юстировки телескопа, переоборудованы помещения и технологическое оснащение, изготовлена спецодежда. В чистой зоне одновременно работало не более двух человек. Все детали тщательно обезжиривались, а сама конструкция телескопа дегазировалась в вакуумной камере в течение одной недели, после чего телескоп ампулизировался и до пуска находился в атмосфере сухого азота. Лишь перед самым стартом было открыто дренажное отверстие. Как показали наблюдения, за четыре года чувствительность фотумножителей уменьшилась всего на 9%, что является очень хорошим результатом.

В СССР в то время не было светоприемников ультрафиолетового диапазона с необходимыми характеристиками, поэтому очень удачно вписалась в проект Марсельская лаборатория космической астрономии (Франция), которая спроектировала и изготовила спектрометр для телескопа «Спика» с обеспечением спектрального разрешения 0.4 Å.



рисунки 2. Компоновка КА «Астрон»

НПО им. С.А. Лавочкина совместно с Крымской астрофизической обсерваторией и при участии Марсельской лаборатории космической астрономии разработали уникальную конструкцию крупнейшего, на момент запуска, космического телескопа, который лег в основу научной программы проекта «Астрон».

Новый Генеральный конструктор НПО им. С.А. Лавочкина В.М. Ковтуненко предложил отказаться от задачи наблюдений поверхности Земли и создать проект астрофизической космической станции «Астрон» на базе систем и конструктивного задела КА серии «Венера». На борту КА «Астрон» (рисунки 2) были установлены ультрафиолетовый телескоп (УФТ) «Спика» и комплекс рентгеновских спектрометров СКР-02М. Основной научный прибор телескопа «Спика» – ультрафиолетовый спектрометр, расположенный входными щелями в фокальной плоскости, предназначен для регистрации спектров излучения небесных тел в диапазоне 110–350 нм с высоким (0.04 нм) и низким (3 нм) разрешением, а рентгеновский телескоп-спектрометр СКР-02М – для наблюдения рентгеновских космических источников в широком спектральном диапазоне 2–25 кэВ с высокой чувствительностью.

Работу по созданию КА «Астрон» в НПО им. С.А. Лавочкина возглавили: заместитель генерального конструктора О.Г. Ивановский и начальник производства Р.В. Комаев.

Однако вначале возникла некоторая проблема по стабилизации оси визирования ультрафиолетового телескопа относительно источника наблюдения. Космические аппараты для исследования Венеры стабилизировались газоструйными двигателями с точностью 5 угл. минут, а для астрофизических исследований необходима точность не хуже

0.2 угл. сек. Выход всё-таки был найден. Сотрудники КраО предложили вращать вторичное зеркало телескопа вокруг нейтральной точки, чтобы удерживать изображение звезды на щели спектрографа. То есть был предложен вторичный контур управления положением вторичного зеркала в динамическом режиме, изготовление которого было поручено ОКБ «Гранит» (Ереван).

Схема вторичного контура стабилизации проста. В фокальной плоскости телескопа помещен датчик положения звезды, который при смещении изображения звезды с заданного положения вырабатывает сигнал рассогласования. Сигнал затем усиливается и передается на исполнительные двигатели поворота вторичного зеркала. Поворот вторичного зеркала осуществляется до исчезновения сигнала рассогласования, что происходит при совпадении положения звезды с заданным. Таким образом, была достигнута стабилизация изображений звезды на щели спектрографа с точностью 0.2 угл. сек., что и дало возможность проводить качественные научные исследования.

После выведения 23 марта 1983 года космической астрофизической станции «Астрон» на рабочую орбиту с высотой апогея 201230 км и периодом 98 часов приступили к технологическим операциям с космическим аппаратом и комплексом научной аппаратуры. Исследования рентгеновских источников начались 7 апреля 1983 года, а 12 мая 1983 года было начато выполнение научной программы в УФ диапазоне (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010).

Научная программа в ультрафиолетовой части спектра включала фотометрию непрерывного спектра в ультрафиолетовой области, поиски спек-

тральных линий тяжёлых элементов, исследование спектров нестационарных звёзд, наблюдение галактик и газовых туманностей.

В 1983 году сеансы связи проводились почти ежедневно. Но в дальнейшем их число заметно уменьшилось из-за занятости пункта управления в г. Евпатория другими полётами. Особо нужно отметить отличную работу группы управления полетом станции «Астрон» НПО им. С.А. Лавочкина, участники которой предприняли все, чтобы реализация программы научных наблюдений была предельно эффективной. Непрерывный спектр исследовался у 105 звезд в течение 159 сеансов. Это очень важно для определения температуры горячих звезд, поскольку их излучение сосредоточено в ультрафиолетовой области спектра.

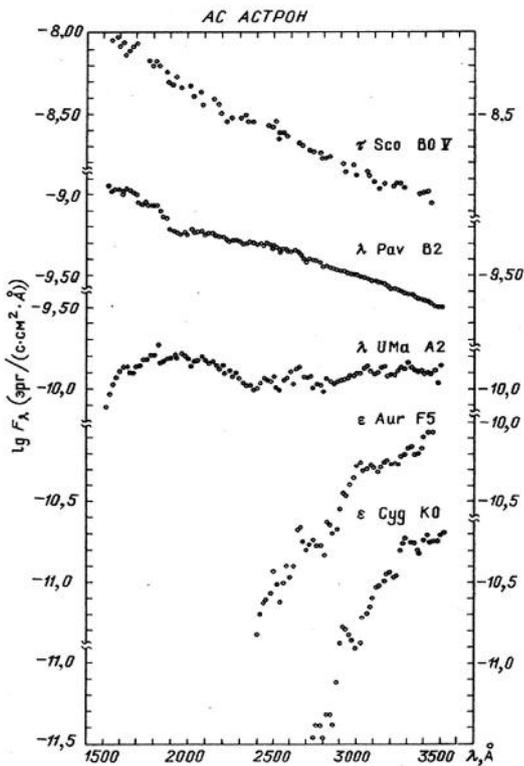


рисунок 3. Распределение энергии в области 1500-3500 Å в спектрах нормальных звезд, начиная со спектрального класса B0 (T~20 000 K) и до K0 (T~4500 K)

На рисунке 3 представлено распределение интенсивности в спектре разных звезд – от τ Sco (T=20000 K) до ϵ Cyg (T=4500 K) (Астрофизические исследования на космической станции «Астрон», 1994). Ясно видно, что спектры звёзд сильно меняются с изменением температуры. Мы видим, что максимум излучения в спектре звезды τ Sco лежит далеко в ультрафиолетовой области, в то время, как излучение звезды ϵ Cyg в этой области вообще не было зарегистрировано.

Кроме звезд в нашей Галактике существует много туманностей – протяженных образований размерами в миллиарды километров. Туманности бывают эмиссионные, излучающие свет и пылевые, поглощающие свет от звёзд.

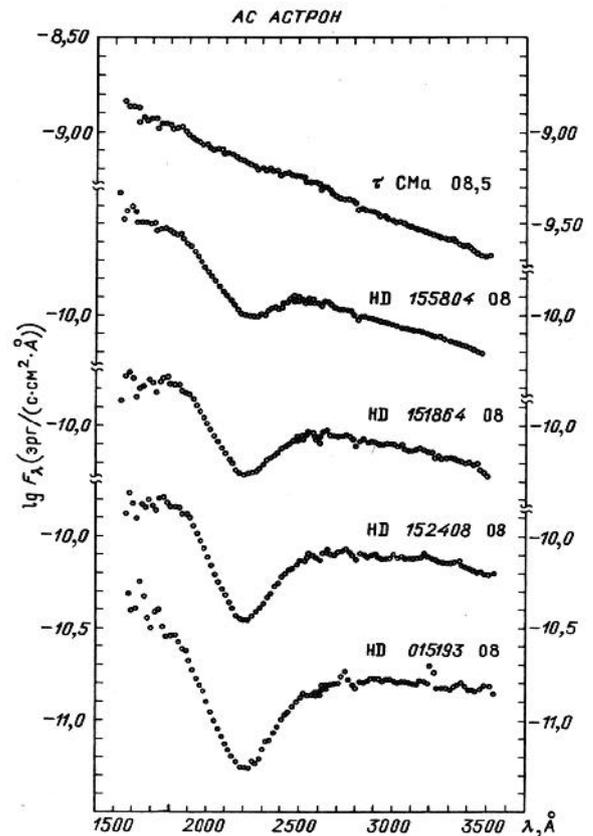


рисунок 4. Спектры звезд класса O8

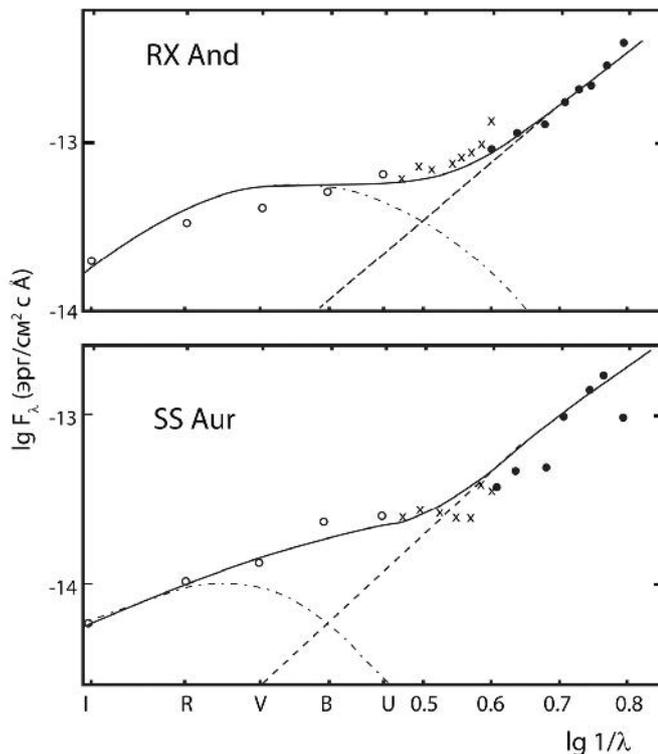
На рисунке 4 показано влияние пылевых туманностей на спектры звёзд. Показан спектр звезды τ CMa неотягощенная поглощением, и звезда HD 015193, у которой поглощение видно хорошо (Астрофизические исследования на космической станции «Астрон», 1994). Эти спектры дают возможность получить данные о строении нашей Галактики.

Одновременно исследовались с высоким спектральным разрешением сравнительно небольшие участки спектров у 63 звезд. Исследование линий тяжелых элементов с высоким спектральным разрешением позволило у одной из звезд обнаружить свинец, торий и уран, эти элементы не удалось найти по линиям в оптическом диапазоне.

Проводились наблюдения нескольких типов нестационарных звезд. Они велись одновременно в УФ диапазоне на станции «Астрон» и в оптическом диапазоне на наземных телескопах КраО. Карликовые новые звезды, которые показывают вспышки на одну – две звездные величины, состоят из двух звезд. Было установлено, что одна из звезд является нормальной звездой с температурой 6000 K, а другая – белый карлик с температурой 60000 K (Астрофизические исследования на космической станции «Астрон», 1994). Это хорошо видно на рисунке 5.

Выполнялись наблюдения вспыхивающей звезды EV Lac. Удалось зафиксировать её вспышку длительностью в несколько секунд и амплитудой до 3^m. Это примерно в 100 раз более мощная вспышка, чем солнечные вспышки.

23 февраля 1987 года в Большом Магеллановом



рисунк 5. Распределение энергии в спектрах карликовых новых. Открытыми кружками обозначены наземные наблюдения в оптическом диапазоне, косыми крестиками и точками – наблюдения в ультрафиолете на станции «Астрон»

Облаке вспыхнула сверхновая звезда, которая быстро достигла яркости около 4^m . Естественно, сразу же попытались станцию «Астрон» навести на этот объект. Но оказалось, что стандартные опорные звезды не позволяют это сделать. Выход нашли баллистики. Они предложили в качестве опорной звезды использовать Сатурн. Наблюдения, которые перекрывают интервал времени от 9 до 394 суток после взрыва, показали, что действительно взорвалась голубая звезда. Сначала это вызывало сомнение, а в сентябре, когда оболочка просветлела, мы впервые увидели слои, сильно обогащенные металлами титана, кобальта и другими. Эти данные важны для понимания природы сверхновых. Получено непосредственное доказательство, что источником тяжелых элементов являются сверхновые звезды.

В программу наблюдений станции «Астрон» были включены также кометы: семь наблюдений кометы Галлея, и по одному наблюдению комет Вильсона, Сорреллса и Бредфилда. Наиболее полные наблюдения были сделаны для кометы Галлея, с их помощью удалось оценить потерю вещества (главным образом воды) за одно прохождение вокруг Солнца, что составляет 370 млн. тонн, исходя из чего рассчитано время жизни кометы – порядка 20000 лет.

В программу наблюдений были включены 26 галактик, которые наблюдались с фоновой щелью из-за их слабости с низким спектральным разрешением. Регистрировался общий спектр всей галак-

тики. Для большинства галактик это был спектр звёздного населения. Некоторые галактики показывали избыток излучения в ультрафиолетовой области.

В программу также была включена 21 газовая туманность. Как и ожидалось, распределение энергии в спектре соответствовало лаймановскому континууму. В спектрах некоторых объектов был зарегистрирован провал на $\lambda=2200 \text{ \AA}$, соответствующий межзвёздному поглощению.

В течение пяти лет КА «Астрон» проводил исследования с помощью рентгеновской аппаратуры. Были исследованы: 8 барстеров, 15 рентгеновских пульсаров, Крабовидная туманность, 21 сильнопеременный источник, 25 слабых источников, в том числе Сверхновая 1987а, измерены периоды вращения нейтронных звезд с точностью до девяти знаков (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010).

По своей результативности космический проект «Астрон» считается одним из самых успешных проектов того периода. Выполнение научной программы было полностью завершено 22 июня 1989 года. Вследствие того, что химические батареи выработали свой ресурс, продолжительность сеанса связи сократилась до нескольких минут, что не позволило проводить полноценные научные сеансы. Последний сеанс связи состоялся 23.03.1991 года.

Космический аппарат, собранный в основном из ЗИПовских систем, проработал восемь лет вместо гарантийного срока – один год.

Начиная с проекта «Астрон» наша космическая программа стала все больше уделять внимания астрофизическим исследованиям, которые, конечно, и сложны, и дороги. Достаточно вспомнить запуск второго аппарата того же типа, что и «Астрон», на котором был размещен комплекс отечественных и зарубежных приборов для рентгеновских исследований «Гранат», спутник «Прогноз» с аппаратурой для исследования реликтового излучения в миллиметровом диапазоне длин волн и модуль «Квант», пристыкованный к пилотируемой станции «Мир». Развитие астрофизических экспериментов в космосе было реализовано в дальнейшем в таких проектах, как «Спектр-Р» (радиоастрон), «Спектр-РГ» (рентгеновская и гамма-астрономия), «Спектр-УФ» (ультрафиолетовая и оптическая астрономия).

список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. д.т.н., проф. Г.М. Полищука и д.т.н., проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 600 с.

Астрофизические исследования на космической станции «Астрон» / Под ред. А.А. Боярчука. М.: Изд-во Физико-математическая лаборатория ВО «Наука», 1994. 414 с.

Статья поступила в редакцию 15.04.2013 г.

НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ ПРОЕКТА «СПЕКТР-УФ»



Б.М. Шустов,
член-корреспондент РАН*,
bshustov@inasan.ru;
B. M. Shustov**

Проект «Спектр-УФ» («Всемирная космическая обсерватория – ультрафиолет») будет единственной крупной обсерваторией для наблюдений в УФ-диапазоне в следующем десятилетии. В статье кратко излагаются основные научные задачи, на решение которых будут направлены исследования с помощью его инструментов – блока спектрографов и блока камер поля. Главные направления исследований: физика ранней Вселенной (реионизация, поиск барионного вещества); звездообразование, химическая эволюция галактик; аккреционные процессы в астрофизике; физика звездных атмосфер; физика и химия планетных атмосфер.

Ключевые слова: ультрафиолетовая астрономия; космические проекты; спектроскопия.

ВВЕДЕНИЕ

В практике научных исследований различные разделы астрономии часто получают название либо по предмету исследования («звездная астрономия», «внегалактическая астрономия»), либо по прикладному назначению («практическая астрономия», «мореходная астрономия»), либо по спектральному (энергетическому) диапазону и по технологии наблюдений («гамма-астрономия», «рентгеновская», «оптическая», «инфракрасная, радио, ультрафиолетовая астрономия»). Эти ветви астрономии не являются независимыми, речь идет о различных технологиях изучения процессов во Вселенной. Наблюдения в нескольких диапазонах, дающие «стереоскопическое» представление об изучаемом объекте, позволяют максимально глубоко выявить его природу и являются наиболее ценными. У каждого технологического подхода есть свои преимущества, которые ис-

* Федеральное государственное учреждение науки Институт астрономии Российской Академии наук, Россия, Москва.

SCIENCE ISSUES OF THE «SPEKTR-UF» PROJECT



М.Е. Сачков,
доктор физико-
математических наук*,
msachkov@inasan.ru;
M.E. Sachkov**

The «Spektr-UF» project («World Space Observatory – Ultraviolet, WSO-UV») will be the largest space observatory for observations in the UV domain.

In this paper we briefly outline the key science issues that WSO-UV will address during its lifetime with the help of its instrumentation – spectrographs and field camera unit.

Of the special interest are:
early Universe physics (reionization,
search of baryonic matter);
star formation, chemical evolution of galaxies;
astrophysical accretion processes;
stellar atmospheres physics;
planetary atmospheres studies.

Key words: Ultraviolet astronomy;
Space missions;
Spectroscopy.

пользуются для получения важных научных сведений об избранных классах небесных объектов.

Ультрафиолетовая астрономия выделяется среди других, так как большая часть наблюдаемого вещества во Вселенной находится в состоянии, которое эффективно диагностируется методами УФ-спектроскопии. Это атомарная плазма при температурах 3000 – 300000 К и молекулярная плазма наиболее распространенных молекул во Вселенной (H_2 , CO, OH, CS, CO_2^+ , C_2 и др.), по сути, 75% Вселенной. УФ-астрономия предоставляет уникальные возможности для изучения межгалактической среды, в частности поиска скрытого барионного вещества; для точного определения химического состава межзвездной среды; для исследования внутренних областей аккреционных дисков. В некоторых направлениях исследований (например, изучение структуры

** Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

областей массового звездообразования в галактиках, структуры горячих корон и газовых торов вокруг планет) построение УФ-изображений дает важнейшую информацию, которую практически невозможно получить с помощью других технологий.

Применение широких возможностей ультрафиолетовых технологий объясняет, почему за последние 30 лет в мире, в том числе и в России, проведены десятки космических экспериментов и запущены космические обсерватории для наблюдений объектов в УФ-диапазоне, включая знаменитый космический телескоп им. Хаббла (КТХ), отечественную обсерваторию «Астрон» (Боярчук А.А., Мошнеев А.А., 2013) и готовящийся к запуску проект «Спектр-УФ» (Боярчук А.А., Шустов Б.М. и др., 2012). Проект «Спектр-УФ», о научных задачах которого пойдет речь направлен на создание крупной космической обсерватории для работы в недоступном для наблюдений с земной поверхности ультрафиолетовом (УФ) участке спектра. Основным инструментом обсерватории – космический телескоп Т-170М с главным зеркалом диаметром 1.7 м – будет оснащен спектрографами высокого и низкого разрешения (Reutlinger A. et al., 2011) и камерами для построения высококачественных изображений в УФ-диапазоне. Такой набор научных приборов позволяет обеспечить решение широкого класса наблюдательных задач (Gómez de Castro A.I. et al., 2009). По возможностям проект аналогичен, а по некоторым характеристикам – превосходит КТХ (Shustov B. et al., 2009; 2011). Проект включен в Федеральную космическую программу России на период 2006-2015 гг.

1. Ультрафиолетовый участок спектра

Ультрафиолетовый участок спектра довольно широк, длины волн лежат в интервале 10-400 нм. Свойства излучения в этом диапазоне и условия его наблюдения сильно зависят от длины волны. В физике ультрафиолет условно делится на ближний, или атмосферный (200-400 нм), и дальний, или вакуумный (10-200 нм). Последнее название связано с тем, что излучение этих длин волн сильно поглощается воздухом, и его исследование производят с помощью вакуумных спектральных приборов. В астрофизике участок ближнего ультрафиолета обычно разделяют на подучастки: средний (200-320 нм) и ближний (320-400 нм), поэтому используя термин «ближний ультрафиолет», необходимо уточнять, о каких именно длинах волн идет речь. В вакуумном ультрафиолетовом участке (10-200 нм) также выделяют спектральные отрезки: крайний, или экстремальный (10-91.2 нм), у которого нижняя граница по длине волны является одновременно верхней границей рентгеновского диапазона, а верхняя соответствует потенциалу ионизации атомарного водорода (при поглощении фотона с длиной волны 91.2 нм единственный электрон атома водорода переходит в свободное состояние, это так называемый Лаймановский предел); Лаймановский (91.2-121.6 нм) – верхняя граница соответствует потенциалу возбуждения линии Ly α – излучения водорода (линии, возникающей при переходе электрона со второго уров-

ня на первый); предельно дальний (91.2-200 нм).

Земная атмосфера непрозрачна почти во всем УФ-диапазоне, кроме 300-400 нм. Порог обрезания атмосферного УФ-излучения космических источников лежит в пределах 300-320 нм. Точное значение зависит от состояния озонового слоя и содержания других молекул в атмосфере. На этих длинах волн эффективны наземные оптические инструменты, например, такие, как спектрограф ТУФЭС 2-метрового телескопа терскольского филиала ИНАСАН, и спектрограф НЭС, работающий на 6-метровом телескопе САО РАН (Панчук В.Е. и др., 2009). На более коротких длинах волн наблюдения возможны только с помощью приборов, вынесенных за пределы атмосферы. При наблюдениях небесных объектов в УФ-диапазоне, находящихся вне Солнечной системы, и тем более внегалактических объектов нужно учитывать поглощение пылью (среднее значение в Галактике – 1^m на 1 кпк) и очень сильное поглощение в крайнем ультрафиолете нейтральным водородом. Межзвездное вещество практически непрозрачно в крайнем ультрафиолете на линейных масштабах более 1 пк. Детальная картина распределения нейтрального водорода довольно сложна; существует несколько окон, в которых межзвездная среда прозрачна в силу высокой степени ионизованности (области «ожогов» от вспышек сверхновых). Подробной карты прозрачности межзвездной среды на длинах волн короче Лаймановского предела пока не существует.

2. Преимущества астрофизических наблюдений в УФ

Можно выделить три основных преимущества использования ультрафиолетового спектрального региона для астрофизических исследований. Самое важное состоит в том, что именно в этом спектральном участке наиболее велика плотность астрофизической информации о звездах и газе: в УФ-участке спектра находятся наиболее интенсивные резонансные линии большинства атомов, ионов и молекул. Кроме того, большая часть энергии, излучаемой звездами с температурами фотосфер свыше 10000 К, приходится на УФ-диапазон. Объясняет такое распределение энергии в спектрах звезд закон Вина, согласно которому по мере увеличения температуры максимум излучения достигается на более коротких длинах волн, т.е. $T \times \lambda_{\max} = \text{const}$, где T – температура; λ_{\max} – длина волны максимума излучения; const – постоянная величина. Наконец, если сравнивать фон космического излучения за пределами атмосферы на широком участке, включающем УФ-, видимый и ИК-диапазоны, то в ультрафиолете фон на порядки величины ниже. Это означает, что естественный шум меньше влияет на качество получаемой информации, чем при использовании других спектральных каналов. Таким образом, методы УФ-астрономии (и иногда только они!) позволяют исследовать многие астрофизические объекты и процессы: области звездообразования, протопланетные диски, звездные хромосферы и ветры, массообмен и аккрецию в двойных системах, химический состав звезд и химическую эволюцию галактик,

образование массивных звезд, поздние стадии звездной эволюции (в том числе белые карлики), межзвездное пылевое вещество, межзвездный и околозвездный дейтерий, возраст и химическую особенность звездных населений, галактические фонтаны, галактический ветер, протогалактики, эволюцию звездообразования в галактиках, активные галактические ядра, эволюцию межгалактической среды.

3. Структура научной программы наблюдений проекта «Спектр-УФ»

Общее доступное наблюдательное время планируется распределять между тремя типами научных программ (Malkov O. et al., 2011):

- базовая программа проекта (core program);
- национальные программы стран-участниц проекта;
- открытая программа для международного сообщества (open program).

Базовая программа формируется научным комитетом проекта. Научный комитет включает исследователей из стран-участниц и внешних специалистов по УФ-исследованиям. Эта программа предполагается к выполнению в течение первых двух лет работы обсерватории.

Национальные программы стран-участниц проекта будут формироваться национальными научными комитетами. Время в рамках программ распределяется пропорционально вкладу этих стран в проект. Кроме того, предполагается, что значительная доля общего наблюдательного времени после завершения базовой программы (до 40 процентов) будет доступна для высокопрофессиональных заявок международного астрономического сообщества на основе открытого конкурса.

4. Научные задачи проекта «Спектр-УФ»

4.1. Аппаратура обсерватории «Спектр-УФ»

Перспективы УФ-астрономии на ближайшее десятилетие связаны с запуском космической обсерватории «Спектр-УФ» (международное название Всемирная космическая обсерватория – ультрафиолет, «ВКО-УФ»), предназначенной для спектроскопии слабых источников УФ-излучения. Предполагается достичь высокого спектрального и максимального пространственного разрешения, а для изучения слабых источников – большой проникающей способности. Выбор параметров телескопа Т-170М (апертура – 170 см, F=17 м, диаметр поля зрения – 0.5°, фокальное отношение – отношение расстояния от фокальной плоскости до зеркала к диаметру зеркала – 10) обусловлен необходимостью максимального углового разрешения 0.1» и максимальной эффективной площади в диапазоне 115-300 нм для обеспечения возможностей спектроскопии высокого разрешения. Напомним, что эффективная площадь зависит от длины волны и определяется как произведение геометрической площади собирающей поверхности на коэффициент пропускания оптического тракта на дан-

ной длине волны. Создаются многоцелевые приборы:

- блок спектрографов WUVS (Россия), включающий спектрографы высокого разрешения (разрешающая сила 50 тысяч) в диапазоне 115-300 нм (по чувствительности более чем в 10 раз превосходит спектрограф STIS на КТХ) и спектрограф с высокой (длинной) щелью СДЩ низкого разрешения (разрешающая сила 1000, диапазон тот же);
- блок камер поля ISIS (Imaging and Slitless Spectroscopy Instrument for Surveys, Испания), имеющий два канала для обзоров в диапазонах 115-300 нм (Gómez de Castro A.I. et al., 2011). Более подробно описание научной аппаратуры на борту «Спектр-УФ» см. (Боярчук А.А. и др., 2012).

4.2. Базовая программа проекта «Спектр-УФ»

В качестве основных направлений нами рассмотрен не весь класс научных задач, для решения которых использование «Спектр-УФ» представляется эффективным, а только те, научная значимость которых будет или останется наиболее высокой в этом и следующем десятилетии и они наиболее соответствуют параметрам обсерватории. Такими направлениями являются:

- физика ранней Вселенной (определение содержания барионов в диффузной компоненте Вселенной, реионизация, обогащение межгалактической среды тяжелыми элементами);
- звездообразование, химическая эволюция галактик;
- аккреционные процессы в астрофизике;
- межзвездная среда (плотные межзвездные облака, дейтерий в локальной межзвездной среде, ионизационная структура МЗС);
- физика горячих звездных атмосфер, потеря массы, хромосферная активность;
- физика и химия планетных атмосфер и комет.

4.3. Физика ранней Вселенной

В большинстве современных моделей Вселенной, выделяются три компонента: барионное (обычное) вещество, холодная темная материя (CDM), которая взаимодействует с барионным веществом исключительно через гравитацию, и энергия вакуума.

Большая часть материи ненаблюдаема. Это относится полностью к CDM и в значительной части к барионной материи. Такая ненаблюдаемая непосредственно материя называется иногда скрытой массой.

Одной из важнейших задач фундаментальной науки является уточнение параметров, описывающих различные формы массы-энергии, и выяснение, почему эти параметры имеют такие значения, какие имеют. Важно выяснить, какую природу имеет темная материя и как она распределена. В общем, нужно построить полную и непротиворечивую модель возникновения и развития Вселенной.

Более прямой путь – оценить вклады от наблюдений всех барионных компонентов. Проблема состоит в том, что мы наблюдаем только часть барионного вещества.

Плотность светящегося, т.е. непосредственно наблюдаемого вещества, в галактиках и скоплениях галактик оценивается как $\Omega_{lum} = 0.002-0.006$ (Carr B., 1994). Это составляет лишь только около 10% барионного вещества. Другие формы барионного вещества изучены весьма слабо. К этим формам относятся межгалактический газ, слабые звезды (речь идет только о только маломассивных звездах первого поколения), малые планеты, кометообразные тела, облачка и т.д. Межгалактическая среда (МГС) является наиболее мощным потенциальным резервуаром ненаблюдаемого (скрытого) барионного вещества. УФ-наблюдения – наиболее эффективное средство изучения этого вещества.

Рассматривают следующие способы измерения Ω_b , для использования которых необходимы наблюдения МГС в УФ-участке спектра: а) уточнение модели Большого Взрыва (обычно рассматривают отношение содержания первичного дейтерия к водороду D/H как ключ к выбору модели Большого Взрыва, но можно и наоборот – выбрав модель, оценить, сколько произведено D, Li и He; б) изучение L_α -«леса» в спектрах квазаров (по наблюдениям линий поглощения водорода, скорректированным за долю ионизированного водорода, можно оценить плотность водорода); в) наблюдения газа на малых z .

Спектральные исследования L_α -«леса» – один из самых мощных способов изучения структуры плотности и массы межгалактических облаков. «Губкообразная» структура, оставшаяся от более ранней эпохи и не превратившаяся в результате эволюции в галактики и звезды, содержит большую часть барионного вещества и проявляется в наблюдениях в виде набора линий поглощения с спектре исследуемой звезды (рисунок 1).

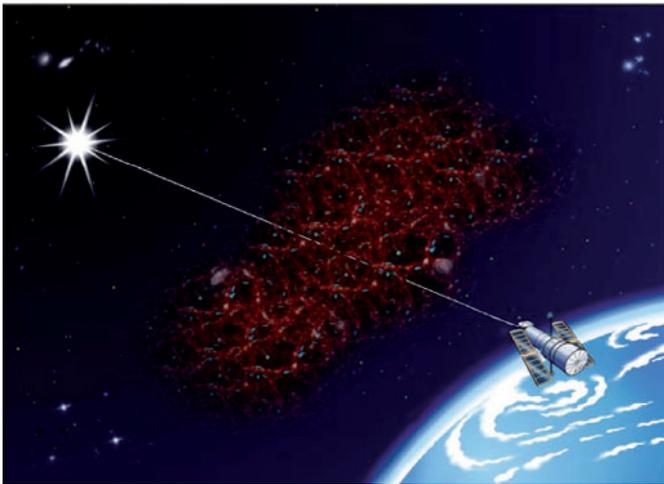


рисунок 1. Схема образования многочисленных линий поглощения («леса») при наблюдениях удаленного источника. Излучение источника, например, в линии L_α водорода, проходя через сгустки (облачка) в неоднородно распределенном веществе, поглощается на длинах волн, соответствующих z данного облачка. При этом наблюдаемая длина волны линии определяется как $\lambda_{набл} = (1+z) \lambda_{излуч}$

В первые 300 млн. лет своего существования Вселенная была заполнена только ионизированным водородом и гелием. Далее, по мере расширения Вселенной, эти газы остывали, переходя в нейтральное

состояние. Нейтральный газ постепенно конденсировался в сгустки, из которых стали образовываться первые космические объекты – звезды и галактики (примерно 500 млн. лет от момента Большого Взрыва). За счет ультрафиолетового излучения первичных звезд началась повторная ионизация – реионизация – окружающего нейтрального газа (около 1 млрд. лет после рождения Вселенной). Из теории эволюции межгалактической среды мы знаем, что после реионизации водорода она охлаждается при расширении, вновь нагревается вследствие реионизации HeII на $z=3$ и продолжает охлаждаться с уменьшением z . Наблюдения HeII в диапазоне $2.1 < z < 2.9$ позволяют проверить эту модель наиболее прямым образом.

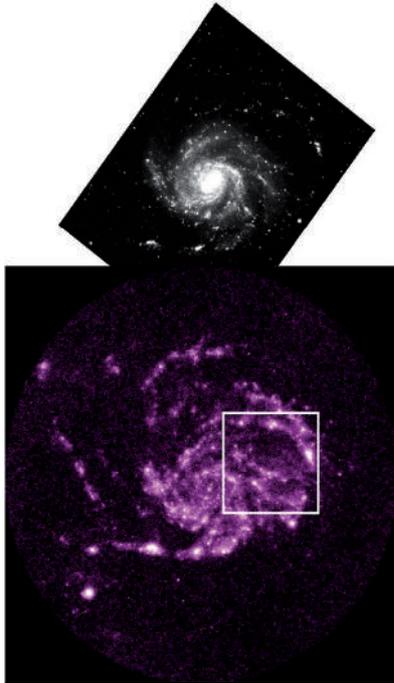
4.4. Звездообразование в галактиках

Наблюдения галактик на длинах волн, соответствующих неионизирующему УФ-излучению, показали свою эффективность в исследовании звездообразования в галактиках. При этом важны как изображения галактик в УФ, позволяющие судить о распределении областей звездообразования, их размерах и форме, так и спектры отдельных образований, дающей ключ к измерению возраста входящих в них звезд и к оценке ослабления излучения. В совокупности с измерениями в других областях спектра такие наблюдения позволяют глубже понять процессы, управляющие звездообразованием в галактиках различных типов.

УФ-излучение содержит информацию о молодом звездном населении галактик. Эквивалентные ширины широких линий чувствительны к начальной функции масс звезд, в то время как интенсивность непрерывного спектра (или интегральный поток) в УФ-диапазоне является индикатором общего количества массивных звезд, и, следовательно, может служить количественной характеристикой темпов звездообразования. Положение основных очагов звездообразования в галактиках отчетливо выявляется на прямых изображениях в УФ. Они наглядно демонстрируют концентрацию молодых звезд к спиральным ветвям, ядерным областям галактик или каким-то зонам, и в общих чертах их распределение повторяет распределение областей HII в галактических дисках. В целом крупномасштабная морфология областей звездообразования отражает особенности эволюции, в частности, историю звездообразования в данной галактике. Уже первые наблюдения показали, что даже в галактиках одного типа существует несколько мод звездообразования, проявляющихся на УФ-снимках.

Сходство физических характеристик локальных вспышек звездообразования и звездообразования в галактиках на больших красных смещениях проливают свет на космологические подобию вспышек звездообразования. Более того, изучение близких вспышек звездообразования является хорошей лабораторией для изучения взаимодействия этих объектов с межзвездной средой и межгалактической средой. Истечения в холодной, теплой и корональной фазе со скоростями

несколько сотен километров в секунду – обычные явления в местах вспышек звездообразования. Эти обогащенные металлами истечения в значительной степени определяют химическую эволюцию МГС.



рисунк 2. Галактика M101 в оптическом (верхний снимок) и УФ (нижний снимок) участках спектра. УФ-изображение получено с помощью небольшого УФ-телескопа UIT (США) с борта платформы ASTRO. Масштабы изображений совпадают. Очевидно, что структура областей звездообразования хорошо наблюдается именно в УФ. Квадратным контуром показаны границы поля зрения УФ камеры поля, устанавливаемой на «Спектр-УФ»

На рисунке 2 показаны изображения галактики M101 в оптическом и УФ-участках спектра. УФ-изображение получено с помощью небольшого (диаметр около 20 см) УФ-телескопа UIT (США) с борта платформы ASTRO. С помощью обсерватории «Спектр-УФ» можно проводить гораздо более детальные исследования. Очевидно, что структура областей звездообразования хорошо прослеживается именно в УФ.

4.5. Образование галактик

Согласно современным космологическим представлениям, галактики сформировались внутри гало (сгустков) темной материи, которые появились при росте первичных флуктуаций. Эволюция темной материи успешно предсказывается, поскольку происходит только под действием гравитации. Однако предсказательная мощь теории буксует, как только становится необходимым учитывать светящееся (диссипативное) барионное вещество. Ряд программ, которые планируется провести с помощью УФ-камер «ВКО-УФ», например в широких полосах 150, 220 и 300 нм глубоких полей, позволят найти галактики на относительно малых z (в то время как поиск $z \geq 2-3$ – хорошо отработанная технология, на $z=1-1.5$ таких исследований практически нет

из-за недостатка глубоких УФ-изображений с хорошим разрешением) и изучить функцию светимости в ультрафиолете (150 нм – эта полоса почти не использовалась, наблюдения на 300 нм позволят закрыть данный пробел, особенно на $z=1-1.5$, где начинается падение скорости звездообразования).

4.6. «Астрономические машины»

Сверхмассивные звезды – с массой в 100 и более раз превышающей солнечную, черные дыры могут ускорять большие массы до скоростей, близких к скорости света, и генерировать неожиданные и мощные выбросы. Вероятно, они также генерируют гораздо более умеренные выбросы, напоминающие солнечный ветер. Во всех этих явлениях различные формы энергии (гравитационная, тепловая, лучистая, магнитная) превращаются в механическую в условиях, весьма отличающихся от лабораторных. Еще более необычны «машины», генерирующие сильно коллимированные биполярные истечения и джеты. Такие структуры производятся совместным воздействием магнитного поля, дифференциального вращения и гравитации. Физика высококоллимированных истечений пока что исследована недостаточно. «Астрономические машины» определяют светимость активных галактических ядер, реионизацию Вселенной на $z \sim 3$, свойства планетных систем. Это «хранилища» углового момента, оставшегося со времени, когда «астрономическая машина» выключается на стадии звезды до главной последовательности. «Спектр-УФ» поможет ответить на вопросы, касающиеся физики «астрономических машин»:

- Что определяет эффективность аккрецирующих объектов как «гравитационных машин»?
- Нужно ли именно магнитное поле, чтобы получать высокоскоростные истечения?
- Каковы временные шкалы для выбросов массы?
- Как аккрецируемое вещество движется из диска на гравитационный центр (скажем, звезду) в условиях умеренного магнитного поля?
- Какая часть гравитационной энергии, теряемой в этом процессе, поступает на поверхность звезды?
- Какая часть энергии уходит на усиление/ослабление магнитного потока?
- Какова роль давления излучения в этих комплексных процессах?
- Каковы основные механизмы, приводящие к дисковым неустойчивостям и их роль в ключевых вопросах современной астрофизики – процессах аккреции/истечения, т.е. процессах превращения гравитационной энергии в тепло, излучение и механическую энергию истечения?

УФ-спектроскопия высокого разрешения обсерватории «Спектр-УФ» позволит изучить структуру аккреционных потоков, измерить физические условия и ключеватость истечений, исследовать источник энергии, определяющий существование протяженных плотных ($\geq 10^{10}$ г/см³) и горячих (более 6×10^4 К) оболочек со светимостью до 0.2 L, обнаруженных вокруг звезд типа τ Тельца. УФ-спектроскопия низкого разре-

шения позволит узнать общие физические условия и металличность в областях с широкими эмиссионными линиями активных ядер галактик, а картирование – выявить кинематику и определить массу сверхмассивных черных дыр. Высокочувствительная УФ-камера позволит обнаружить горячие джеты по их Ly_{α} -излучению, а также выявить тепловую структуру джетов и областей вокруг них. Весьма интересно с помощью такой камеры провести поиск свободно движущихся тел планетарной массы, исследовать магнитную активность и процессы аккреции для этих объектов.

Важными объектами исследования будут катаклизмические двойные звезды. Это широкий класс маломассивных тесных двойных систем (ТДС), содержащих маломассивные ($m < 1M_{\odot}$, спектральный класс G-MIII-V) оптические звезды, заполняющие свои полости Роша, и аккрецирующие белые карлики. Известно несколько сотен таких систем. В большинстве случаев орбитальные периоды короткие, орбиты круговые. Классическая картина катаклизмической двойной звезды показана на рисунке 3.

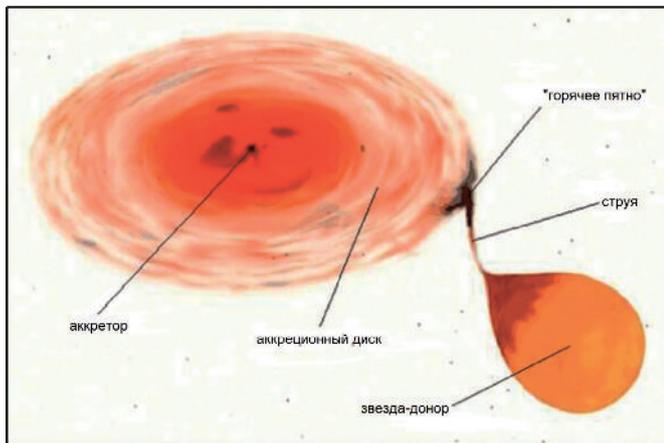


рисунок 3. Модель двойной звезды (моделирование проведено в ИНАСАН): вещество перетекает с одного компонента на другой, образуя аккреционный диск

Вещество донора, заполнившего свою полость Роша, перетекает через внутреннюю точку Лагранжа на второй компонент (аккректор). Вследствие того, что это вещество обладает угловым моментом, оно формирует вращающийся аккреционный диск. Вещество из диска постепенно теряет угловой момент и опускается, попадая на аккректор. В диске могут развиваться неустойчивости, вследствие чего вещество из диска может «вываливаться» на аккректор неравномерно, приводя к вспышкам. Также неравномерным может быть процесс энерговыделения на поверхности белого карлика. Все детали этих процессов исключительно интересны и важны для понимания физики аккреции.

Одной из таких деталей является представление об образовании «горячего пятна» в месте, где вещество донора контактирует с аккреционным диском. Классическая модель горячего пятна вот уже свыше тридцати лет применяется для анализа наблюдений катаклизмических двойных; в последние годы модель подверглась радикальному пересмотру в работах группы А.А. Боярчука (*Bisikalo D.V. et al.*, 1998). Трехмерные газодина-

мические расчеты течения газа в полуразделенной ТДС показали, что в режиме установившегося течения газа газовая струя, истекающая через внутреннюю точку Лагранжа, и аккреционный диск взаимодействуют безударно и не формируют классического «горячего пятна». В установившемся режиме течения газа вместо классической модели «горячего пятна», обычно трактуемого как область столкновения газовой струи с внешней границей диска, необходимо рассматривать модель «горячей линии», которая формируется вне диска, вдоль газовой струи из-за взаимодействия последней с веществом межкомпонентной оболочки. Модель «горячей линии» лучше согласуется с наблюдениями катаклизмических двойных, чем модель «горячего пятна»: в модели «горячей линии» лучше воспроизводится ширина горбов на кривых блеска и детали внезатменных изменений блеска. Модель «горячей линии» трактует яркую область взаимодействия как протяженную полупрозрачную структуру, которая более плавно меняет свою проекцию на картинную плоскость с фазой орбитального периода. Кроме того, поскольку «горячая линия» предполагает высвечивание горячей плазмы как вперед по орбитальному движению, так и с тыльной стороны (в зависимости от оптической толщи области взаимодействия и газовой струи), в модели «горячей линии» удастся получить более широкие горбы на затменной кривой блеска, которые лучше согласуются с наблюдениями.

Обсерватория «Спектр-УФ» позволит детально исследовать физику ударных волн и структуру протяженной области взаимодействия, что откроет широкие перспективы для нового определения физических характеристик взаимодействующих ТДС и уточнения их эволюционного статуса.

4.7. Формирование нашей Галактики

Шаровые скопления традиционно рассматриваются как хорошие индикаторы процессов, приведших к формированию родительской галактики. Знание абсолютного возраста скоплений накладывает ограничение на оценки длительности эволюции галактик и имеет космологические последствия. Относительный возраст дает детальную информацию о ходе процесса образования родительской галактики. Чтобы определить абсолютный возраст скопления, необходимо иметь наиболее точные сведения о расстоянии до него, металличности и поглощении излучения на пути от скопления до наблюдателя. Существует простой геометрический метод точного измерения расстояний до шаровых скоплений: сравнение дисперсии собственных движений звезд в скоплении с дисперсией радиальных скоростей. Массив данных радиальных скоростей тысяч звезд шаровых скоплений получают с помощью мультиволоконных инструментов на 8-10-метровом телескопах с точностью до единиц километров в секунду. Что касается собственных движений, то на камерах «Спектр-УФ» планируется получение точности не хуже 0.001 угловой секунды. Достигнув такой точности и используя архивы КТХ (измерения, выполненные 20-30 лет назад), можно будет узнать собственные движения скоплений с точ-

ностью не хуже 10 мкс дуги в год. При этом ошибка в измерении расстояния, зависящая от числа звезд (обычно несколько тысяч), может быть на приемлемом уровне даже для шаровых скоплений, удаленных на десятки килопарсеков. Более того, используя привязку к удаленным источникам (например, квазарам), можно измерять абсолютные собственные движения с точностью до 30 угловых микросекунд. Зная абсолютные собственные движения можно изучать трехмерную кинематику шаровых скоплений, чтобы определить детальную структуру Галактики и выявлять звездные потоки в ней. Для этого важно использовать данные о возрасте скоплений и их металличности – ценнейший материал для восстановления драматической истории поглощения Галактикой своих карликовых спутников.

4.8. Протопланетные диски и атмосферы вокруг экзопланет

Звезды солнечного типа (τ Тельца) на стадиях до главной последовательности предоставляют уникальную возможность для изучения условий, в которых, по-видимому, образуются планетные системы, подобные нашей. Согласно современным представлениям, планеты земного типа начинают формироваться уже через несколько миллионов лет после образования молодой звезды, когда еще не полностью завершился процесс аккреции. Излучение центральной «машины» должно оказывать существенное влияние на эволюцию диска и испарение первичных атмосфер планет-эмбрионов через процессы фотоионизации, фотодиссоциации и фотохимические реакции. УФ-спектроскопия позволит изучать в деталях взаимодействие между звездным полем УФ-излучения и молодым планетарным диском и обнаружить молекулярную компоненту в очень разреженных дисках. Недавние исследования химической эволюции дисков демонстрируют, что ультрафиолетовые фотоны, проникающие в пылевой диск, могут определять протекание реакций, приводящих к образованию больших органических молекул. В этом аспекте УФ-фотоны с $\lambda > 150$ нм, фотодиссоциирующие органические молекулы, могут играть ключевую роль во внутренних областях протопланетного диска, а фотоны, фотодиссоциирующие H_2 и CO, «контролируют» внешние слои диска. На шкале времени короче времени жизни диска (несколько миллионов лет) фотохимия может приводить к образованию больших углеродсодержащих молекул, таких как C_nH_{2n} , $HC_{(2n+1)}N$ и Cn. Реакции между этими соединениями и водородом (H и H_2) могут поддерживать их высокое содержание, несмотря на сильное поле излучения. УФ-спектроскопия высокого разрешения весьма перспективна для исследования атмосфер экзопланет. Наблюдения экзопланет и детальное изучение их атмосфер поможет понять процессы формирования планет и их атмосфер и дальнейшую эволюцию этих систем. Камеры «Спектр-УФ» позволяют проводить поиск и изучение авроральной эмиссии горячих юпитеров, потому что авроральные свечения четко указывают на наличие магнитного поля планеты. Это не только прямой, но и единственный способ обнару-

жения магнитного поля у таких объектов. Авроральное ультрафиолетовое свечение также содержит информацию о свойствах этих областей, в частности, о составе атмосферы и энергиях частиц, бомбардирующих атмосферу. УФ-диапазон дает существенные преимущества при сравнении с видимым: более высокий контраст и лучшее угловое разрешение позволяют обнаруживать экзопланеты на меньших угловых расстояниях от звезды. Можно ожидать, что будут найдены ответы на такие вопросы: каково влияние температуры, металличности и других свойств центральной звезды на эволюцию ее планетной системы; как орбитальные параметры планеты влияют на ее размеры, массу и потенциальные возможности миграции во время формирования планетной системы.

4.9. Исследования тел Солнечной системы

Ряд уникальных явлений в Солнечной системе может быть исследован с помощью наблюдений в УФ-лучах. На изображениях, полученных в ультрафиолетовой области, хорошо отождествляются облачные структуры в верхней атмосфере таких планет, как Венера, Марс или Юпитер. Особый интерес могут представлять исследования планетных полярных сияний, аналогичных подобным явлениям, наблюдаемым на Земле. Однако существенным отличием является то, что полярные сияния на Юпитере и Сатурне наблюдаются только в ультрафиолетовых лучах и, следовательно, ненаблюдаемы с земной поверхности. Явление полярных сияний, связанное с вариациями магнитного поля Земли во время магнитных бурь, широко известно. Изображения нашей планеты с больших расстояний, полученные космическими аппаратами в ультрафиолетовой области, показали, что интенсивность свечения в этой области спектра весьма велика. Проекция области полярных сияний на поверхность земного шара образует овалы вокруг северного и южного геомагнитных полюсов. После того, как у Юпитера и Сатурна были обнаружены мощные магнитосферы, закономерно было предположить существование подобного свечения в верхних атмосферах этих планет.

Спектр полярных сияний, прежде всего, включает в себя молекулярную водородную эмиссию с существенным вкладом компонента резонансно рассеянной солнечной линии атомарного водорода H_{α} . Молекулярный водород возбуждается заряженными частицами, захваченными в ловушку в магнитосфере Юпитера, которые, достигая определенной энергии, начинают «высыпаться» в верхнюю атмосферу около полюсов планеты. При этом происходит высвечивание в участке спектра 92-165 нм.

В 1979 году с помощью КА «Пионер-11» в диапазоне УФ были обнаружены свечения на полюсах Сатурна. Оказалось, однако, что в отличие от земных полярных сияний, подобные явления на Сатурне наблюдаются только в УФ. Серия снимков полярных областей Юпитера и Сатурна, полученных в ультрафиолетовой области, на которых зафиксировано интенсивное свечение

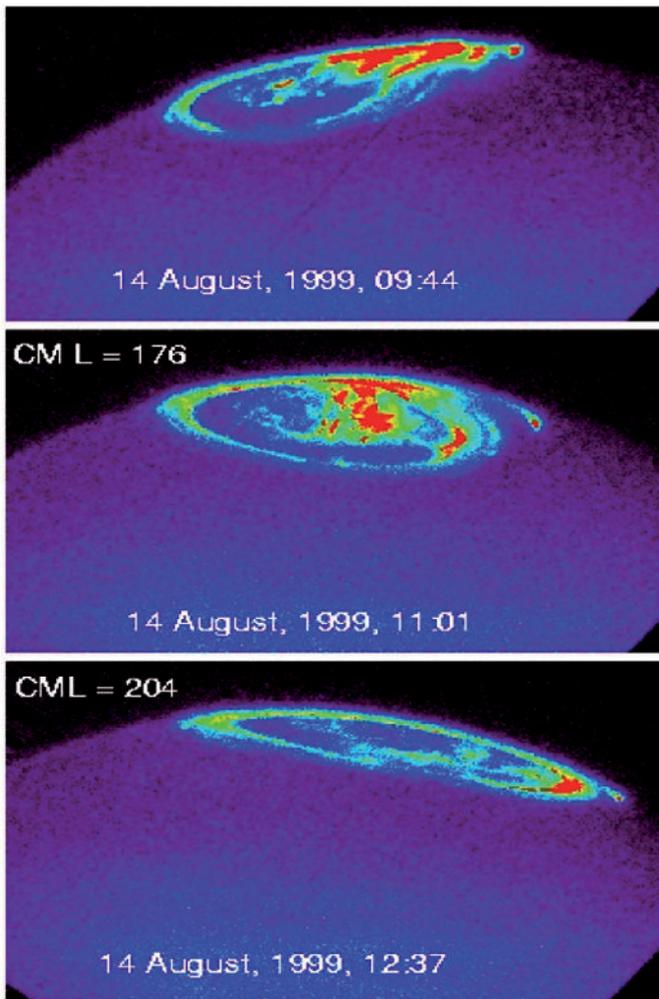


рисунок 4. Снимки Юпитерианских авроальных эмиссий (полярных сияний), полученные с помощью КТХ 14 августа 1999 (в линии $L\alpha$ и полосах H_2) на трех последовательных витках орбиты КТХ. Причины вариаций до конца пока не ясны

вокруг полюсов, сделана с помощью космического телескопа им. Хаббла (рисунок 4).

закключение

Вселенная в УФ-диапазоне изучена еще очень мало, остается много весьма важных и интересных вопросов для будущих исследователей. На протяжении ближайшего десятилетия актуальность научных исследований в УФ-участке спектра будет только увеличиваться, а существующий «рынок услуг» остается явно недостаточным, учитывая, что КТХ прекратит свою работу на орбите к 2016 году. Выбранные направления научных исследований и параметры обсерватории «Спектр-УФ» позволят сохранить высокую научную значимость проекта и выполнение задач на высочайшем уровне технического решения в течении следующих 10-15 лет (Sachkov M., 2010). При этом проект после 2016 года еще долго будет оставаться единственным в мире крупным проектом УФ-обсерватории мирового значения. Для России проект позволит реализовать возможность создания мощной многоцелевой обсерватории для использования самым широким кругом исследователей.

список литературы

Астрофизические исследования на космической станции «Астрон» / Под ред. А.А. Боярчука. М.: Физматлит, 1994. 416 с.

Боярчук А.А., Мошнеев А.А. 30 лет первой отечественной астрофизической станции «Астрон» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2013. № 3. С. 3-7.

Боярчук А.А., Шустов Б.М., Мошнеев А.А., Сачков М.Е. Проект «Спектр-УФ» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012. № 4. С. 64-73.

Панчук В.Е., Ключкова В.Г., Юшкин М.В., Найденов И.Д. Спектрограф высокого разрешения 6-метрового телескопа БТА // Оптический журн., 2009. Т. 76, № 2. С. 42-55.

Bisikalo D.V., Boyarchuk A.A., Chechetkin V.M. et al. Three-dimensional numerical simulation of gaseous flow structure in semidetached binaries // Monthly Notices of the Royal Astronomical Society, 1998. Vol. 300, Issue 1. P. 39-48.

Carr B. Baryonic Dark Matter // Annual Review of Astronomy and Astrophysics, 1994. Vol. 32. P. 531-590.

Gómez de Castro A.I., Maíz Apellániz J., Rodríguez P., Gómez M., Larruquert J.A., Méndez J. A., Belenguier T., Rodrigo-Gudiel V., López-Martínez F., Sestito P. The imaging and slitless spectroscopy instrument for surveys (ISSIS) for the world space observatory-ultraviolet (WSO-UV) // Astrophysics and Space Science, 2011. 335. P. 283-289.

Gómez de Castro A.I., Pagano I., Sachkov M., Lecavelier des Etangs A., Piotto G., Gonzalez R., Shustov B. Science with the World Space Observatory – Ultraviolet // In New Quests in Stellar Astrophysics. II, 2009. Ultraviolet Properties of Evolved Stellar Populations, Proceedings of the International Conference held in Puerto Vallarta, Mexico, April 16-20, 2007. Eds.: M. Chavez, E. Bertone, D. Rosa-Gonzalez, and L. H. Rodriguez-Merino, Springer, P. 319-327.

Malkov O., Sachkov M., Shustov B., Kaigorodov P., Yáñez F.J., Gómez de Castro A.I. Scientific program construction principles and time allocation scheme for the World Space Observatory – Ultraviolet mission // Astrophysics and Space Science, 2011. 335. P. 323-327.

Reutlinger A., Sachkov M., Gál C., Brandt C., Haberler P., Zuknik K.-H., Sedlmaier T., Shustov B., Moisehev A., Kappelmann N., Barnstedt J., Werner K. Using the CeSiC material for the WSO-UV spectrographs // Astrophysics and Space Science, 2011. 335. P. 311-316.

Sachkov M. UV observations of sdB stars and prospects of WSO-UV mission for such studies // Astrophysics and Space Science, 2010. Vol.329, Issue 1-2. P. 261-266.

Shustov B., Sachkov M., Gomez de Castro A.I., Huang M., Werner K., Kappelmann N., Pagano I. WSO-UV – ultraviolet mission for the next decade // Astrophysics and Space Science, 2009. 320. P. 187-190.

Shustov B., Sachkov M., Gomez de Castro A.I., Werner K., Kappelmann N., Moisehev A. World space observatory – ultraviolet among UV missions of the coming years // Astrophysics and Space Science, 2011. 335. P. 273-282.

Статья поступила в редакцию 29.04.2013 г.

УЛЬТРАФИОЛЕТОВЫЕ ОБСЕРВАТОРИИ БУДУЩЕГО



М.Е. Сачков,
доктор физико-
математических наук,
Федеральное
государственное
учреждение науки
Институт астрономии
Российской Академии
наук, Россия, Москва,
msachkov@inasan.ru;
М.Е. Sachkov

Ультрафиолетовый участок спектра чрезвычайно важен для исследования астрофизических объектов в широком диапазоне температур 3000-300000 К. За последние три десятилетия в мире проведены десятки космических экспериментов и запущены космические обсерватории для наблюдений объектов в УФ-диапазоне. Работа над УФ-миссиями нового поколения ведется в Европе, США и в России. В статье сформулированы требования к таким миссиям и представлено краткое описание основных проектов.

Ключевые слова:

ультрафиолетовая астрономия; космические проекты; спектроскопия.

ВВЕДЕНИЕ

УФ-астрономия – мощная и успешно развивающаяся ветвь астрономии. Методы УФ-астрономии представляют эффективные и часто уникальные средства исследований практически во всех направлениях астрофизики. Этот гигантский потенциал далеко не исчерпан, несмотря на огромные достижения в этом направлении, обусловленные многочисленными проектами (и очень большими затратами), реализованными за последние три десятилетия. Можно сказать, что Вселенная в УФ-диапазоне изучена пока еще очень мало, и остается много весьма важных и интересных вопросов для будущих исследователей.

Готовящийся к запуску проект «Спектр-УФ» (Боярчук А.А. и др., 2012) будет в эпоху после завершения работы на орбите космического телескопа им. Хаббла (КТХ) самым крупным УФ-инструментом. Научные планы обсерватории «Спектр-УФ» весьма амбициозны и включают в себя многие астрономические направления (Шустов Б.М., Сачков М.Е., 2013). «Спектр-УФ» будет работать начиная с 2016 года и в кооперации с мощными наземными инструментами, обеспечивающими получение информации в видимом диапазоне, и космическими проектами – как

ULTRAVIOLET OBSERVATORIES OF FUTURE

Ultraviolet spectral domain is extremely important for studies of astrophysical objects in wide temperature diapason 3000 – 300000K. During last 30 years several tens of space projects were realized for UV observations.

Next generation UV missions are now under development in Europe and USA as well as in Russia. In this paper we summarize requirements to such missions and give brief description on main projects.

Key words:

*Ultraviolet astronomy;
Space missions;
Spectroscopy.*

более коротковолновых диапазонов (Спектр-РГ, Symbol-X и т.д.), так и более длинноволновых (например, GAIA, JWST, Herschel etc.), что даст возможность существенно пополнить наши знания о Вселенной.

В настоящее время уже ведутся работы над проектами УФ-миссий следующего поколения. В статье сделана попытка определения требований к УФ-миссиям будущего и даны описания планируемых основных проектов для проведения спектральных и фотометрических исследований в период 2020-2030 гг.

1. Общие требования к перспективным космическим комплексам для УФ-астрономии

Основные требования, предъявляемые к платформам для крупных внеатмосферных УФ-телескопов:

- высокая точность угловой стабилизации вплоть до миллисекундного уровня (современный уровень 0.05 угл. сек);
- высокая скорость перенаведения и успокоения космического аппарата при перенацеливании на

- новый объект – не более нескольких минут;
- возможность работы в точке L2 системы Солнце-Земля и в других удаленных от нашей планеты областях пространства (например, в точках L4 и L5);
- быстрый радиоканал (до десятков Мбит/с на больших расстояниях, см. предыдущий пункт). Современный уровень такого порядка достигнут только за рубежом;
- длительное время жизни аппарата (не менее 10 лет).

2. Современные и перспективные технологии, применяемые в УФ-астрономии

Основные параметры, определяющие прогресс в наблюдательной технике – увеличение чувствительности астрономической аппаратуры, увеличение пространственного и спектрального разрешения.

Увеличения чувствительности можно достичь двумя способами – совершенствованием приемной аппаратуры и увеличением собирающей площади зеркала телескопа.

Наиболее критичными элементами, определяющими эффективность УФ-инструментов, как телескопов, так и приборов, служащих для регистрации и анализа сконцентрированного телескопом излучения, являются отражающие свойства покрытий оптических поверхностей, прозрачность пропускающих элементов и детекторы.

Для УФ-области в ближайшее десятилетие должна быть освоена технология изготовления твердотельных детекторов с увеличенным квантовым выходом до 80%. Это позволит поднять в два-три раза чувствительность детекторов научной аппаратуры УФ-диапазона.

Применение новых технологий создания совершенных покрытий (например, ALD – Alternating Layer Decomposition, по которой укладка отражающего слоя осуществляется с применением контроля практически на молекулярном уровне) позволит уменьшить потери на отражениях на оптических поверхностях в разы.

Одним из направлений развития космических телескопов является снижение общего веса конструкции телескопа в пересчете на один квадратный метр площади главного зеркала. Без снижения данного параметра невозможно увеличивать диаметр зеркал телескопа.

Так, например, для космического телескопа им. Хаббла (*HST*) с главным зеркалом 2.4 м этот показатель составляет 410 кг/м², для телескопа им. Джеймса Вебба (*JWST*) с главным зеркалом 6.5 м – 50 кг/м². Перспективные телескопы могут иметь еще меньший показатель, для чего необходимо использовать новые материалы, как для оптических элементов, так и для конструкций телескопов.

Тенденция увеличения диаметра главного зеркала, без которой невозможно увеличение чувствительности и углового разрешения телескопа, становится проблемой для компоновки телескопа под обтекателем ракетносителя. Необходимо либо увеличивать диаметр обтекателя, но размер 5-6 м, по-видимому, является предельным в обозримой перспективе. Другой способ – применение сегментированных зеркал, которые будут собираться на орбите в цельное зеркало после выведения.

3. Перспективные зарубежные и отечественные проекты в области УФ-астрономии

Имеется ряд проектов, предполагающих одновременную работу двух и более космических аппаратов, составляющих единый телескоп. Примеры таких проектов:

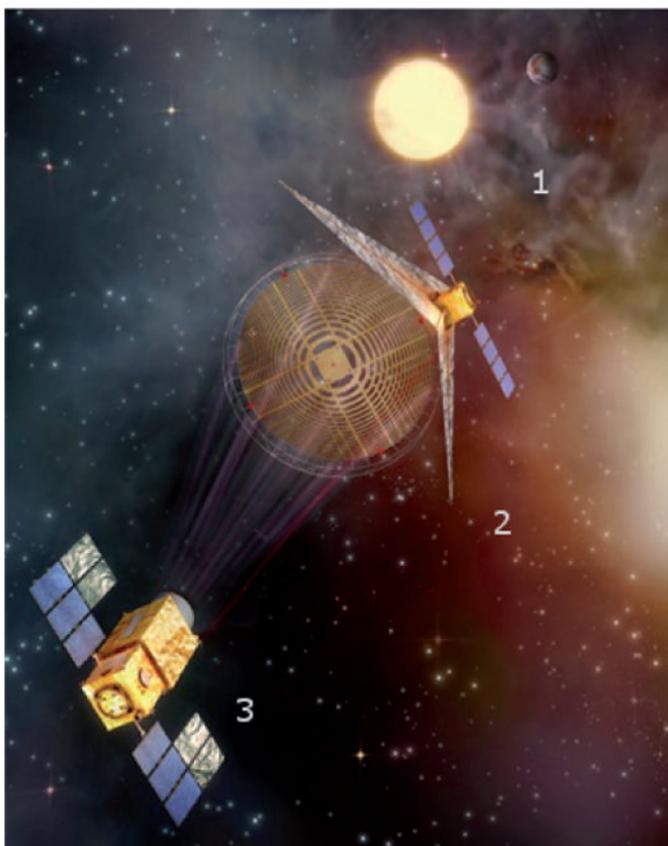
- телескоп на основе интерференционной пластины Френеля в качестве главного зеркала;
- использование двух и более телескопов в режиме составной апертуры.

Для реализации таких проектов к платформе предъявляются дополнительные требования в виде возможности управляемого полета двух и более не связанных между собой аппаратов по заданным траекториям, точный контроль взаимного расстояния и ориентации.

3.1. Телескоп на основе зон Френеля

Телескоп на основе зон Френеля был предложен для программы Cosmic Vision Европейского космического агентства (ЕКА) в качестве миссии класса L. Этот проект (головная организация – Университет Тулузы, Франция) охватывает несколько тем программы Cosmic Vision: изучение экзопланет, исследования поведения материи в экстремальных условиях и «Вселенная обретает форму». Предлагаемый инструмент представляет собой ультралегкий телескоп, демонстрирующий новые оптические концепции, основанные на дифракционной фокусировке (*Koechlin L. et al., 2009*). Он позволяет получать высокий динамический диапазон изображений, одновременно снижая ограничения на размещение и изготовление основных оптических элементов. Эта концепция должна открыть путь к очень большим апертурам, размещенным в космосе. В этом инструменте, состоящем из двух космических аппаратов, один аппарат несет на себе фокусирующий блок – зонную пластину Френеля, второй аппарат оснащен оптикой поля, фокальными инструментами и детекторами (рисунок 1).

Зонная пластина Френеля, предложенная для тестового космического эксперимента, представляет собой непрозрачную фольгу, размером 3.6 м, перфорированную субапертурами



1 – источник (звезда + планета);
 2 – пластина Френеля, установленная на автономной платформе;
 3 – фокальный узел, также установлен на платформе.
рисунок 1. Дифракционный телескоп Френеля

в количестве 10^5 - 10^6 . В перспективе обсуждаются гораздо большие (до 50 м в диаметре) пластины Френеля. Серьезное преимущество перед обычными оптическими технологиями состоит в том, что допуски на изготовление пластин Френеля очень мягкие (на уровне 100 мк, т.е. в тысячи раз менее жесткие, чем, например, для оптики видимого или УФ-диапазонов).

Фокусировка осуществляется без каких-либо других оптических элементов – форма и расположение субапертур (отверстий в фольге) отвечают за схождение пучка вследствие дифракции, и от 5% до 10% от общего количества падающего света попадает в четкий фокус. Следствием большого количества субапертур являются изображения с большим динамическим диапазоном. Кроме того, так как в методе фокусировки используется только сочетание вакуума и непрозрачных материалов, этот метод является потенциально эффективным в очень широком диапазоне длин волн – от дальнего ультрафиолета до дальнего инфракрасного участка спектра. Фокусное расстояние таких устройств дифракционной фокусировки зависит от длины волны. Однако этот недостаток может быть скорректирован. Эффективность коррекции хроматизма была проверена с помощью искусственных источников ($500 < \lambda < 750$ нм) для малой ~20 см пластины Френеля. Показано,

что изображения дифракционно ограничены и динамический диапазон, измеренный для искусственного двойного источника, достигает 6.2×10^6 . Также были численно промоделированы крупные массивы Френеля. Результаты показали, что для систем размером 3.6 м динамический диапазон близок к 10^8 . Динамический диапазон 10^8 позволяет обнаруживать объекты, контраст которых выше, чем 10^9 , в большей части поля зрения. Астрофизические приложения этой методики охватывают многие объекты в ИК, видимой и УФ-областях спектра.

Недостатками телескопа является малое поле зрения и сложность наведения конструкции длиной до нескольких десятков километров (при очень большой пластине Френеля). Перестроение, конечно, будет занимать большое время.

Отметим только два очень перспективных направления использования телескопа Френеля.

Исследование внесолнечных протопланетных дисков. Телескоп Френеля обладает свойствами, которые делают его идеальным инструментом для наблюдения эволюции от протопланетных дисков к планетам. Высокий динамический диапазон и разрешение позволяют картировать, например, струи вещества во внутренней области диска с беспрецедентным разрешением. При этом близость родительской звезды не является помехой.

Исследование атмосфер и литосфер экзопланет. Спектрограф телескопа им. Хаббла – STIS принадлежит к лучшим инструментам для этих планетарных исследований. Пропускная способность STIS варьируется от 1 до нескольких процентов в зависимости от наблюдений в УФ или видимой части спектра. Это соответствует, в случае телескопа 2.4 м в диаметре, эффективной площади от 500 до нескольких 1000 см². В случае телескопа Френеля размером 3.6 м, оснащенного двузеркальной оптикой поля и относительно простой отражающей решеткой при эффективности приемника излучения порядка 20%, можно достичь эффективной площади системы около 2.000-3.000 см² в зависимости от рассматриваемого спектрального диапазона.

Предполагается, что этот проект будет включен в текущем десятилетии в программу ЕКА. Французские коллеги пригласили российских ученых к участию в проекте.

В качестве первого шага рассматривается совместная отработка технологии разделенного инструмента на борту МКС. Проект малой пластины Френеля диаметром 6.5 см предполагает расстояние между двумя частями 10 м, что вполне реализуемо на Международной космической станции. Кроме проверки концепции, проект позволит решить ограниченный круг научных задач, в частности исследование поверхности Луны в УФ-диапазоне для определения ее химического состава.

Для проверки концепции на обсерватории Midi-Pyrénées (Тулуза, Франция) был построен и протестирован прототип с фокусным расстоянием 22 м. Основной дифракционный фокусирующий массив этого прототипа имеет площадь всего 8 см². В нем прорезаны 26680 миниатюрных прямоугольных субапертур. На искусственных источниках ($500 < \lambda < 750$ нм) были протестированы качество прототипа, эффективность коррекции хроматизма, качество изображения (ограниченное дифракцией) и динамический диапазон. Наивысший динамический диапазон, достигнутый с этим прототипом для различного двойного источника, 6.2×10^{-6} .

Были использованы инструменты, разработанные для тестового моделирования и квалификации и для численного моделирования больших интерферометрических массивов Френеля. Результаты моделирования показали, что динамический диапазон близок к 10^{-8} . Динамический диапазон определяется как отношение средней интенсивности в поле изображения за пределами центрального лепестка функции рассеяния точки (ФРТ) и его пиков, к максимальной интенсивности в центральном лепестке ФРТ.

3.2. Проекты THEIA и ATLAST

В более отдаленном будущем просматривается ряд амбициозных проектов, основанных на использовании больших и очень больших телескопов.

Широко обсуждаемый проект Тейя (*Spergel D.N., 2009*) включает телескоп с 4-метровым Al/MgF₂ зеркалом, и три основных инструмента с LiF покрытием. Среди них: двухканальная УФ-камера поля оптических изображений с полем $19' \times 15'$ с размером пикселя 18 миль угл. сек.; многоцелевой высокочувствительный УФ-спектрограф, оптимизированный для наблюдений слабых астрономических объектов в диапазоне 100-300 нм со спектральным разрешением 30000-100000 и три узкопольные камеры для наблюдений экзопланет от УФ до ближнего ИК.

Многоволновая обсерватория Atlast (*Oegerle W.R., 2010*) представляет собой в настоящий момент набор концепций миссий для нового поколения космических обсерваторий с диаметром главного инструмента в 8-16-метровом диапазоне, что позволит выполнить некоторые из самых сложных наблюдений и ответить на некоторые самые важные вопросы, в том числе и на вопрос «Одиноки ли мы в нашей Галактике?».

3.3. Проект 10-метрового космического телескопа компании Ball Aerospace

Dennis Ebbets, Jim DeCino (Ball Aerospace & Technologies Corp.) и Jim Green (Универ-

ситет Калорадо, США) представили концепцию построения 10-метрового космического телескопа (*Ebbets D. et al., 2005*).

Благодаря большой апертуре (10 м) и большой площади главного зеркала (50 м²) телескоп существенно превзойдет все существующие космические телескопы УФ-оптического диапазона по угловому разрешению (0.01") и чувствительности.

Предложенная концепция предполагает внедрение новых технологий: роботизированная сборка телескопа на орбите, использование сегментированного зеркала. Схематический вид главного сегментированного зеркала изображен на рисунке 2.



рисунк 2. Концепция построения 10-метрового космического телескопа компании Ball Aerospace

Представленная концепция может быть масштабирована для создания будущих телескопов путем увеличения числа сегментов, увеличения размера сегментов и возможностью замены инструментов.

Для запуска 10-метрового телескопа предполагается использовать перспективный ракетоноситель «Atlas 7», возможно и использование существующих ракетоносителей с меньшим диаметром обтекателя.

Концепция построения 10-метрового телескопа является масштабируемой. Например, уменьшение размера главного зеркала до 8 м позволяет использовать существующие ракетоносители «Atlas V» или «Delta IV» с 5-метровыми обтекателями. В этом случае телескоп будет иметь следующие параметры: диаметр опорного кольца 4.4 м, диаметр главного зеркала 8 м, площадь 35 м².

Сервисный модуль является контейнером для сегментов главного зеркала и пилонов вторичного зеркала.

В представленной компоновке (рисунк 3) основные прецизионные элементы конструкции телескопа не испытывают существенных нагрузок во время запуска (*Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г., 2013*).

Требования по раскрытию крупных элементов сосредоточены в двух роботах-манипуляторах вместо большого числа шарниров, активаторов, сенсоров, защелок и т.п.

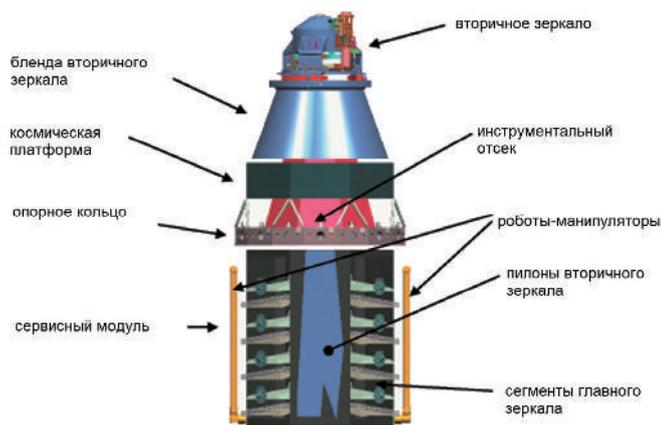


рисунок 3. Компоновка телескопа в разобранном виде под обтекателем

После запуска сегменты главного зеркала с помощью манипуляторов достаются из контейнеров сервисного модуля и устанавливаются на опорном кольце.

К настоящему времени накоплен большой опыт использования роботизированных манипуляторов, фиксаторов, захватов, сенсоров и т.п. на космических кораблях Шаттл, МКС и HST RSM.

Сервисный модуль может быть основан на HST RSM.

Для сборки всех 16 сегментов главного зеркала потребуются оба манипулятора. Предполагается работа манипуляторов в автоматическом режиме под контролем с Земли. В случае необходимости возможен режим ручного управления.

Зазор между сегментами главного зеркала должен быть как можно меньше. Цель – несколько миллиметров.

Следующие этапы работы:

- определение требований к оптическим параметрам системы;
- развитие технологий автоматической сборки;
- определение параметров опорного кольца, сегментов главного зеркала, их крепления к опорному кольцу;
- определение требований к сервисному модулю.

3.4. Проект «Астрон 2»

Находящийся в стадии проработки в Институте астрономии РАН проект «Астрон 2» предполагает использование наработок, созданной стендовой базы, сложившейся кооперации исполнителей и созданных научно-технических коллективов проекта «Спектр-УФ» (Shustov B. et al., 2009; 2011). Телескоп диаметром 170-220 см основывается на дизайне телескопа T-170M (Боярчук А.А. и др., 2012). В световой пучок после вторичного зеркала вводится корректор поля зрения, позволяющий увеличить поле зрения до 2 угл. град. Основной метод исследования – полевая бесщелевая спектроскопия: с помощью гризмы получают спектры низкого разрешения (разрешающей силы

до 500) всех точечных объектов. УФ-обсерватория «Астрон 2» проектируется для массового изучения УФ-источников по всему небу. Основная задача обсерватории – получение глубокого обзора в УФ всего неба.

закключение

Перспективы УФ-астрономии в ближайшем десятилетии связаны в первую очередь с проектом «Спектр-УФ» («Всемирная космическая обсерватория – ультрафиолет», ВКО-УФ). Методы УФ-астрономии предоставляют эффективные и часто уникальные средства исследований практически во всех направлениях астрофизики, и этот гигантский потенциал далеко не исчерпан. Существенное продвижение в наших знаниях о Вселенной астрофизики связывают с запуском в третьем десятилетии XXI века таких проектов, как телескоп Френеля и «Астрон 2».

список литературы

Боярчук А.А., Шустов Б.М., Моисеев А.А., Сачков М.Е. Проект «Спектр-УФ» // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2012. № 4. С. 64-73.

Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г. К вопросу снижения динамических нагрузок при срабатывании устройств разделения перспективных орбитальных астрофизических обсерваторий // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2013. № 3. С. 21-25.

Шустов Б.М., Сачков М.Е. Научные задачи проекта «Спектр-УФ» // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2013. № 3. С. 8-15.

Ebbets D., DeCino J., Green J. Architecture Concept for a 10m Class Space Telescope // Bulletin of the American Astronomical Society, 2005. Vol. 37. P. 1197.

Koehlin L., Serre D., Deba P. The Fresnel interferometric imager // Astrophysics and Space Science, 2009. Vol. 320, Issue 1-3. P. 225-230.

Oegerle W.R. ATLAST-9.2m: a large-aperture deployable space telescope // Space Telescopes and Instrumentation 2010: Optical, Infrared, and Millimeter Wave. Edited by Oschmann, Jacobus M., Jr.; Clampin, Mark C.; MacEwen, Howard A. Proceedings of the SPIE, 2010. Vol. 7731, article id. 77312M. 10 p.

Shustov B., Sachkov M., Gomez de Castro A.I., Huang M., Werner K., Kappelmann N., Pagano I. WSO-UV – ultraviolet mission for the next decade // Astrophysics and Space Science, 2009. 320. P. 187-190.

Shustov B., Sachkov M., Gomez de Castro A.I., Werner K., Kappelmann N., Moisehev A. World space observatory – ultraviolet among UV missions of the coming years // Astrophysics and Space Science, 2011. 335. P. 273-282.

Spergel D.N. THEIA: Telescope for Habitable Exoplanets and Interstellar / Intergalactic Astronomy // Bulletin of the American Astronomical Society, 2009. Vol. 41. P. 507.

Статья поступила в редакцию 29.04.2013 г.

К ВОПРОСУ СНИЖЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК ПРИ СРАБАТЫВАНИИ УСТРОЙСТВ РАЗДЕЛЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ АСТРОФИЗИЧЕСКИХ ОБСЕРВАТОРИЙ

DYNAMIC LOADS REDUCTION DURING ACTUATION OF ASTRONOMICAL OBSERVATORY SC SEPARATION DEVICES



В.В. Ефанов,
профессор,
доктор технических наук*,
vladimir_efanov@laspace.ru;
V.V. Efanov**



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



О.Г. Деменко,
кандидат технических
наук*,
birukov@laspace.ru;
O.G. Demenko**

В статье приведено краткое описание пиромеханических и детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (КА) и маршевых двигательных установок (МДУ). Показаны причины возникновения значительных ударных перегрузок в конструкции и на аппаратуре, описаны технические решения по их снижению, реализованные в перспективных КА и использующие механизмы газодинамического и механического демпфирования.

Ключевые слова: устройства разделения; системы разделения; ударный спектр; ударные перегрузки при разделении.

В настоящее время и в обозримом будущем создание прецизионной космической техники, в частности астрофизических обсерваторий, немислимо без использования на борту различного рода устройств и систем разделения конструкции. В процессе полета производится отделение космической головной части от ракеты-носителя, отделение отработавших агрегатов (например, сбрасываемого блока баков), полезной нагрузки и др. Эти операции наиболее эффективно осуществляются с помощью пиромеханических или детонационных устройств и систем разделения, использующих энергию экзотермических химических реакций, происходящих вследствие сгорания порохов, пиротехнических составов в системах пиромеханики. Детонационная автоматика на основе взрывчатых бризантных веществ дополнительно обеспечивает быстрдействие и синхронность

The article briefly describes pyro-mechanical and detonation separation devices of SC and Upper Stages. Reasons of appearing of significant shock overloads in structure and equipment are pointed, as well as engineering solutions realized on prospective astronomical observatory SC Upper Stage for their reduction using gas-dynamic and mechanical shock absorption mechanisms are described in the article.

Key words:
separation devices;
separation systems;
shock spectrum;
shock overloads during separation.

работы исполнительных элементов, независимость их действия от давления и температуры. Однако, серьёзным недостатком таких устройств, выполненных по традиционным схемам с использованием пиротехнических составов и кристаллических взрывчатых веществ, являются высокие динамические (ударные) воздействия на конструкцию, служебную и целевую аппаратуру.

Особенность ударных воздействий состоит в том, что они имеют импульсный характер и высокую скорость изменения. Это приводит к появлению дополнительных инерционных нагрузок, которые, складываясь с остальными нагрузками, вызывают значительное увеличение напряжений и деформаций конструкции и в результате могут стать причиной поломки или возникновения остаточных деформаций, препятствующих нормальному функционированию объектов оборудо-

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

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

К ВОПРОСУ СНИЖЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК ПРИ СРАБАТЫВАНИИ УСТРОЙСТВ РАЗДЕЛЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ АСТРОФИЗИЧЕСКИХ ОБСЕРВАТОРИЙ

вания КА. Кроме этого, высокая скорость изменения нагрузок и деформаций при распространении ударной волны по конструкции вызывает изменение механических показателей прочности конструкционных материалов. В наибольшей степени от этого страдают хрупкие материалы, входящие в состав многих объектов оборудования КА, например, разного рода кристаллы, являющиеся чувствительными элементами космической оптики, зеркал и т.д.

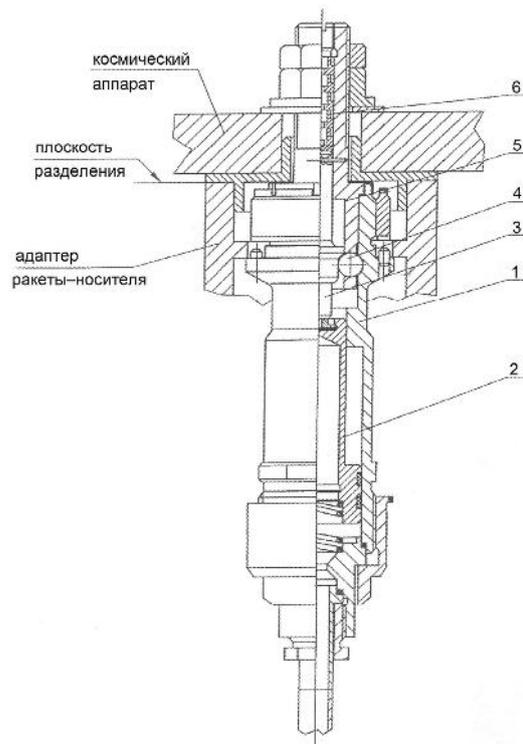
Для жесткого крепления МДУ к переходному отсеку третьей ступени ракеты-носителя типа «Союз» и последующего их разделения используется пиромеханическая система, выполненная по традиционной для НПО им. С.А. Лавочкина схеме (Ефанов В.В., 2010). Она включает в себя восемь пиромеханических замков-толкателей, четыре пиротехнических газогенератора. Для выравнивания давления в системе газогенераторы соединены трубчатым коллектором, из которого рабочий высокоэнергетический газ поступает в замки-толкатели по симметрично расположенным трубопроводам. В пиротехническом газогенераторе для получения рабочих газов высокого давления используются патроны с пиротехническими зарядами. Срабатывание их осуществляется электровоспламенительными устройствами.

Основой расчета пиромеханических систем разделения являются положения и законы термодинамики и теплопереноса. Метод расчета приведен в (Ефанов В.В., 2012).

Силовым элементом системы является пиромеханический замок-толкатель. Он воспринимает все механические нагрузки при наземной и летной эксплуатации объекта и осуществляет его отделение в определенный момент с заданным вектором скорости.

Общий вид пиромеханического замка-толкателя показан на рисунке 1. Замок состоит из цилиндрического корпуса с круговым пазом трапецеидального сечения под шаровые запирающие элементы, которые размещены в гильзе-сепараторе. В закрытом положении шарики удерживаются от радиального перемещения штоком. Газ высокого давления подается через штуцер. Срезной штифт удерживает шток от самопроизвольного перемещения. На штоке установлены амортизаторы, препятствующие свободному разгону поршня.

При поступлении рабочего газа высокого давления в рабочую полость замка-толкателя пирозамок весьма



- 1 – корпус;
- 2 – поршень;
- 3 – шток;
- 4 – комплект шаровых запирающих элементов;
- 5 – гильза;
- 6 – амортизаторы.

рисунок 1. Общий вид пирозамка-толкателя с шаровыми запирающими элементами

быстро раскрывается (шарики выходят из зацепления) и при дальнейшем высокоскоростном движении поршня происходит его удар по корпусу замка, а возникающая при этом ударная нагрузка передается на конструкцию КА.

Восприятие конструкцией удара зависит и от самой величины перегрузки, и от того, какие частоты колебаний конструкции откликаются на действие ударного нагружения. Поэтому основными характеристиками такого нагружения являются пиковая перегрузка (ускорение) и ударный спектр перегрузок (ускорений) отклика.

Продольные ускорения, возникающие при срабатывании пиротолкателя, показаны на рисунках 2, 3.

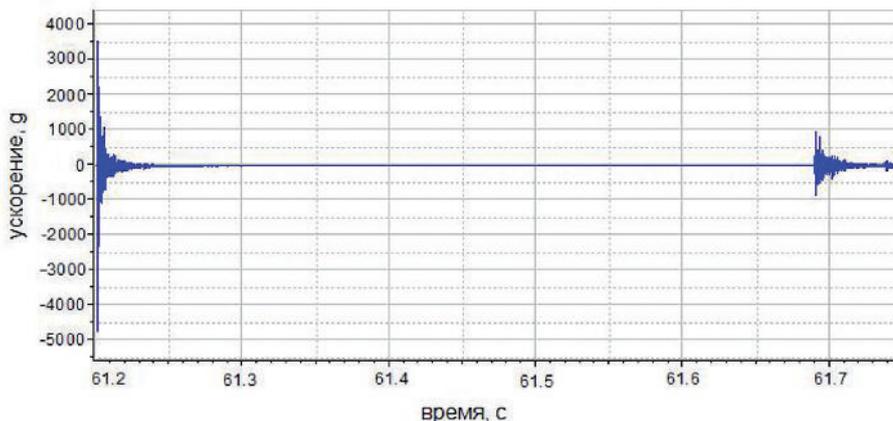


рисунок 2. Отклик конструкции на ударное нагружение в плоскости удара

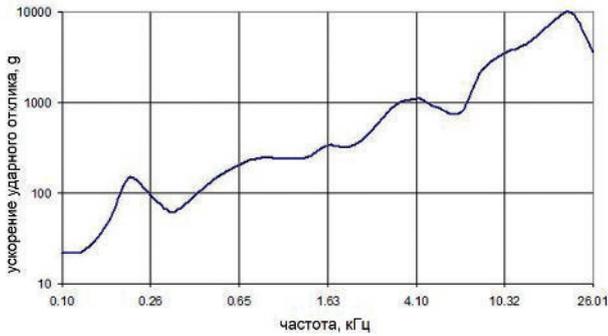


рисунок 3. Ударный спектр отклика при срабатывании пирозамка-толкателя

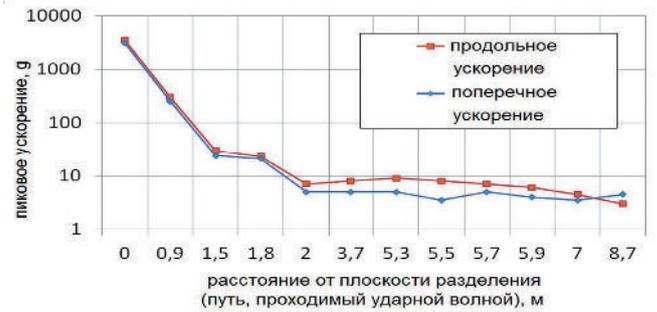


рисунок 4. Пиковое ускорение ударного отклика конструкции КА

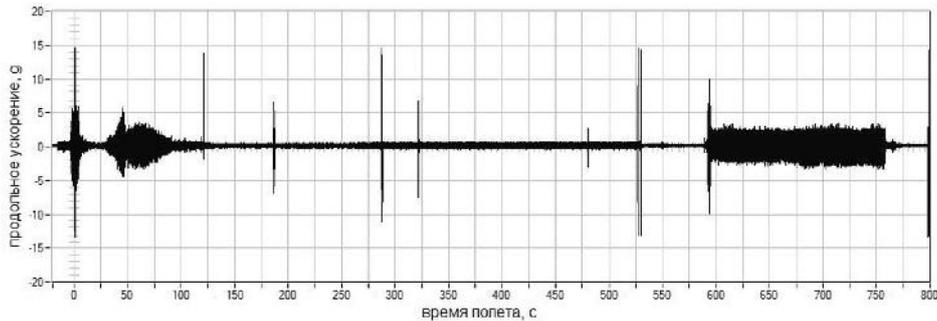


рисунок 5. Вывод на орбиту КА с помощью МДУ

Ударные спектры на рисунке 3, а также приведенные ниже, рассчитаны для добротности конструкции $Q=10$. Измерение производилось в ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» при проведении натурных наземных испытаний штатной системы отделения КА. Поскольку при ее работе пиротолкатели срабатывают по очереди в два этапа, то на рисунке мы видим два последовательных удара, производимых с небольшой задержкой по времени. Измерительный датчик был установлен в плоскости разделения в непосредственной близости от одного из толкателей, участвующих в первом ударе, и на удалении от толкателей, участвующих во втором ударе (поэтому его записи перегрузок ударов отличаются по величине).

Первоначально перегрузка ударного отклика при срабатывании замка-толкателя достигала 1000 ... 4500 в широком диапазоне частот от 1000 до 20000 Гц.

Следует отметить, что по мере распространения волны сжатия по конструкции объекта наблюдается значительное снижение ударных перегрузок. Это снижение зависит от демпфирующих характеристик конструкции объекта и от наличия у нее конструктивных стыков. Как показал анализ результатов измерения перегрузок элементов конструкции аналога КА «Спектр-УФ» (перспективная астрофизическая обсерватория), полученных авторами при испытаниях в ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» штатной системы отделения КА, при удалении от плоскости удара на расстояние 0,9 м (через один конструктивный стык) пиковая перегрузка снижается на порядок – до 300, на расстояние 1,5 м (два стыка) – еще на порядок, т.е. до 30. При удалении от плоскости удара на расстояние 5,5 м пиковая перегрузка снижается до 8, а в наиболее удаленной от плоскости разделения точке конструкции, до которой ударная волна проходит путь 8,7 м, составляет всего 3.

Зависимости продольного и поперечного ускорений

от пути, проходимого ударной волной, приведены на рисунке 4. Как видно, в наиболее опасной зоне находятся объекты, расположенные вблизи от плоскости разделения (в пределах одного-двух конструктивных стыков).

Для сравнения на рисунке 5 показана типовая картина нагружения КА при его выведении на орбиту, полученная по результатам обработки данных телеметрических датчиков перегрузок, установленных под ГО на опорной ферме КА.

Рассматриваемый этап полета включает в себя: старт ($t=0...10$ с); режим максимального скоростного напора ($t=30...80$ с); отсечку двигателей первой ступени – запуск двигателей второй ступени ($t\approx 120$ с); сброс ГО (двойной удар, $t\approx 190$ с); отсечку двигателей второй ступени – запуск двигателей третьей ступени ($t\approx 280$ с); срабатывание электроклапанов подачи топлива к двигателям разгонного блока ($t\approx 480$ с); отсечку двигателей третьей ступени – отделение КА от РН ($t\approx 520$ с); запуск двигателей МДУ ($t\approx 600$ с) и их последующую работу.

Соответствующие этим режимам нагружения КА ударные спектры перегрузок показаны на рисунках 6-9.

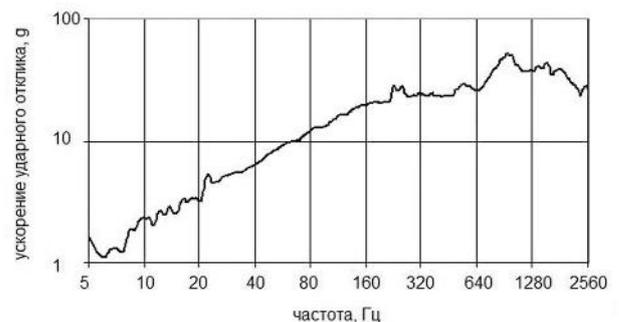


рисунок 6. Старт

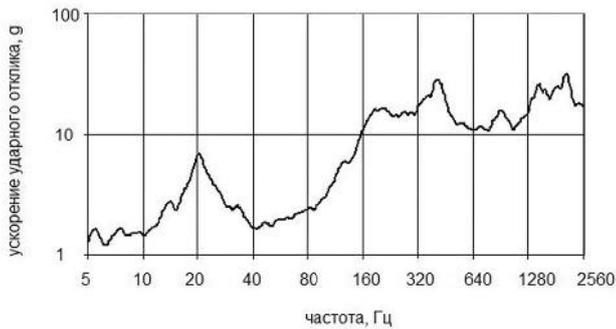


рисунок 7. Отсечка двигателя второй ступени

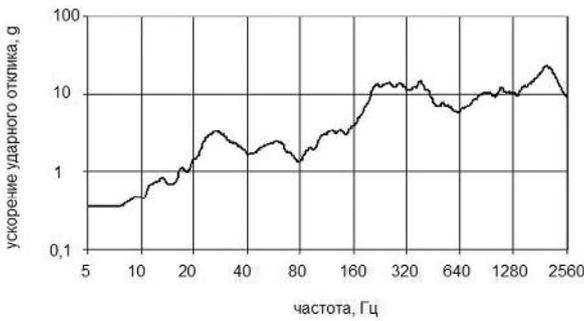


рисунок 8. Сброс ГО

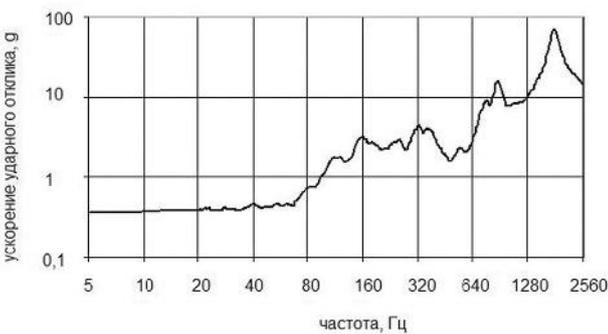


рисунок 9. Запуск двигателей МДУ

Как видно из представленных материалов, ударные перегрузки при срабатывании системы разделения КА достаточно велики, в ряде случаев они значительно превосходят перегрузки конструкции от статических и вибрационных нагрузок, действующих на основных режимах эксплуатации КА, и при этом характеризуются широким частотным спектром ударного отклика, а следовательно, представляют опасность практически для всех объектов оборудования КА. По этим причинам задача снижения динамических нагрузок, создаваемых пирозамками-толкателями, имеет важное значение. Особенно актуальна эта проблема для систем разделения астрофизических обсерваторий, аппарата которых находится практически в непосредственном контакте с конструкцией МДУ и содержит чувствительные к механическим воздействиям приборы, обеспечивающие выполнение основной полетной задачи.

Успешным решением проблемы снижения динамического воздействия на летательный аппарат при срабатывании импульсных (детонационных) устройств и систем разделения является использование в их кон-

струкции новых высокоэнергетических эластичных материалов (ВЭМ) (Котомин А.А. и др., 2007), которые позволяют изготавливать монолитные миниатюрные заряды сложной конфигурации, работающие с высокой надежностью и точностью; создавать на их основе принципиально новые конструкции исполнительных и передаточных устройств; существенно уменьшать массу и размеры элементов и устройств.

НПО им. С.А. Лавочкина совместно с Санкт-Петербургским технологическим институтом (техническим университетом) и СКТБ «Технолог» на основе разработанных ВЭМ созданы высокоэффективные неразрушаемые безосколочные устройства для систем разделения космических летательных аппаратов (Efanov V.V. et al., 2007).

ВЭМ представляют собой сложные высоконаполненные полидисперсные системы на основе кристаллических бризантных взрывчатых веществ и полимерных связующих различных классов, содержащие также пластификаторы, структурообразующие, армирующие и вулканизирующие добавки, сенсibilизаторы, антиоксиданты, пламегасители и другие компоненты.

Повышенный интерес к таким ВЭМ обусловлен их уникальными структурно-механическими свойствами, а именно возможностью изготовления из них зарядов любой формы (листы, пленки, ленты, диски, профилированные шнуры, трубки, компактные изделия сложной конфигурации) с требуемыми физико-механическими характеристиками и стабильными параметрами детонации.

Главное требование к ВЭМ для систем разделения и других устройств ракетно-космической техники – малый критический диаметр детонации. Его величина определяется совокупностью кинетических и термодинамических факторов в газодинамике конкретного заряда.

Критический диаметр $d_k(\rho_0)$ при реальной плотности ρ_0 рассчитывается по формуле (Efanov V.V. et al., 2007)

$$d_k(\rho_0) = d_k \cdot 10^{1,4} \left(1 - \frac{\rho_0}{\rho_{\max}} \right),$$

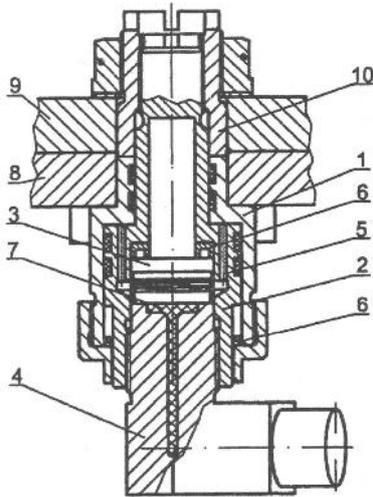
где d_k – критический диаметр ВЭМ при максимальной плотности заряда.

Разработанные эластичные ВЭМ (взрывчатые композиции) обладают необходимым для применения в ракетно-космической технике комплексом характеристик: высокой детонационной способностью (критический диаметр ~0,4 мм); радиационной $2 \cdot 10^6$ рад и термической (до 150°C) стойкостью, а также возможностью формирования из них зарядов малой массы (0,1-0,5 г) и сложной формы с заданными структурно-механическими характеристиками и стабильными параметрами детонации.

При проектировании детонационных устройств разделения, снаряженных ВЭМ, необходимо производить расчеты зарядов, заряды должны обеспечивать заданные параметры функционирования устройств. Указанные устройства представляют собой конструкции поршневого типа, при срабатывании которых разрывается шейка штока замка. Расчет осуществляется по надежности и эффективности. Метод расчета представлен в

(Ефанов В.В., 2012).

На рисунке 10 представлена конструкция детонационного замка поршневого типа, предлагаемого для использования в системах разделения перспективных астрофизических КА.



- 1 – корпус;
- 2 – гильза со штоком;
- 3 – поршень;
- 4 – штуцер снаряженный;
- 5 – каналы дросселирующие;
- 6 – демпферы;
- 7 – заряд ВЭМ;
- 8 – шпангоут замка;
- 9 – шпангоут КА;
- 10 – насадка.

рисунок 10. Конструкция детонационного замка нового типа

Принцип работы замка заключается в следующем. При подаче инициирующего импульса от электродетонатора либо от транслятора детонации срабатывает заряд ВЭМ в рабочей камере корпуса. Воздействие давления продуктов взрыва на поршень вызывает безосколочный разрыв шейки штока, и таким образом осуществляется разделение конструкции. Следует отметить, что в результате удара поршня по корпусу замка в конце его движения по конструкции КА и МДУ распространяется ударная волна, генерирующая динамические перегрузки.

Оптимизация конструктивных элементов описанного замка позволила в 2-2,5 раза снизить навеску ВЭМ в рабочей зоне. Кроме того, для снижения динамических нагрузок принят ряд конструкторских усовершенствований: введены механические демпферы, обеспечен переток продуктов взрыва после разрыва шейки в полость корпуса замка, тормозящий дальнейшее высокоскоростное движение поршня. Особенностью детонационного замка нового типа является также то, что, помимо осевых нагрузок (что типично для всех устройств разделения), он воспринимает и боковые нагрузки.

Введение комплекса амортизирующих устройств в конструкцию замка-толкателя, препятствующих свободному неконтролируемому разгону поршня,

позволило значительно уменьшить (в ряде случаев почти на порядок) динамическое воздействие на КА (Ефанов В.В. и др., 1997). Это видно из графика, приведенного на рисунке 11.

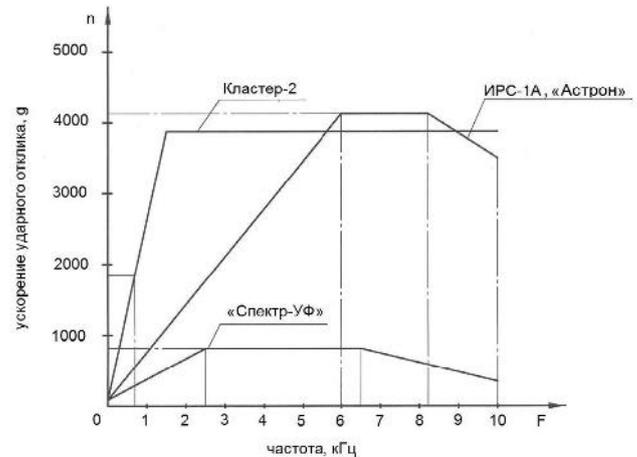


рисунок 11. Ударный спектр (огibaющая) динамического воздействия системы отделения на конструкцию ЛА при срабатывании пиромеханического замка-толкателя

Описанные в статье усовершенствования конструкции пиромеханических замков-толкателей и детонационных замков позволили существенно снизить динамическое воздействие на прецизионную конструкцию КА и обеспечить выполнение требований по механическому воздействию на бортовую аппаратуру, что подтверждено результатами летной экспедиции.

список литературы

Ефанов В.В. Проектирование устройств и систем разделения космических аппаратов. В кн. Проектирование космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Под ред. В.В. Ефанова, К.М. Пичхадзе: в 2-х тт. Т.1. М.: Изд-во МАИ, 2012. С. 372-434.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Королев Л.П. Замок-толкатель. Патент на изобретение RU 2093435 С1. Опубликовано 20.10.97. Бюл. № 29.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А., Душенок С.А. Детонационные устройства и системы разделения универсального космического разгонного блока «Фрегат» // Полет, 2010. № 2. С. 8-14.

Котомин А.А., Душенок С.А., Ефанов В.В., Тимофеев В.Н. Эластичные взрывчатые материалы в системах разделения космических аппаратов. В книге Перспективные материалы и технологии для ракетно-космической техники. Т.3. / Под ред. А.А. Берлина и И.Г. Ассовского. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2007. С. 256-266.

Efanov V.V. et al. New generation of detonation devices for spacecraft structure separation (design foundations) // Russian-American scientific processes, models, experiment, 2007. Vol. 12, № 3(25). P. 25-30.

Статья поступила в редакцию 08.04.2013 г.

ДИСТАНЦИОННЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ТОЧЕК НА ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТЫ

REMOTE METHOD OF DETERMINING THE COORDINATES OF THE PLANET'S SURFACE



И.В. Бармин,
профессор,
доктор технических наук,
член-корреспондент РАН,
академик РАКЦ, МАА,
Президент РАКЦ,
ФГУП «ЦЭНКИ»,
Россия, Москва,
svj2@list.ru;
I.V. Barmin**



В.П. Савиных,
профессор, доктор технических
наук, член-корреспондент РАН,
академик РАКЦ, МАА,
Московский государственный
университет геодезии
и картографии,
Россия, Москва,
svj2@list.ru;
V.P. Savinykh**



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

В статье описан метод и алгоритм определения координат точек на поверхности планеты. Определение координат осуществляется по фотоснимкам. Для решения задачи необходимо определение координат космического аппарата в пяти точках траектории. Траектория движения космического аппарата считается плоской. Метод применим для определения координат точек на поверхности Земли и на поверхности других планет.

Ключевые слова:
дистанционное зондирование;
фотосъемка;
координаты точек поверхности планеты.

ВВЕДЕНИЕ

В практике исследования планет приходится вводить планетоцентрические и планетографические координаты (www.solarmodel.ru, 2013). Для ряда планет используются собственные имена координат, например: гермографические координаты у Меркурия (Гермеса), венерианские координаты у Венеры (Тюфлин Ю.С., 1986), географические – у Земли, селенографические – у Луны, ареографические – у Марса (Ареса) и т.д. Однако в общем случае можно говорить о планетоцентрических и планетографических координатах, когда речь идет о неизвестных планетах или о методике определения координат безотносительно к особенностям планеты.

В практике исследований поверхности планет встречается ситуация, при которой требуется опре-

This paper describes a method and algorithm for determining the coordinates of points on the surface of the planet. Determination of coordinates is on analog photographs. To solve the problem it is necessary to determine the coordinates of the spacecraft in the five points of the trajectory. The trajectory of the spacecraft is considered flat. The method is applicable for determining the coordinates of points on the Earth's surface and on the surface of other planets

Keywords:
remote sensing;
photography;
coordinates the planet.

делить координаты точек поверхности по фотоснимкам, полученным с космического аппарата (Тюфлин Ю.С., 1986; *Manned Mission to Mars*, 2006; Савиных В.П., Цветков В.Я., 2012). При этом опорные точки с известными координатами на поверхности отсутствуют. Это исключает использование классических методов обработки снимков в фотограмметрии, которые основаны на наличии таких точек как обязательном условии (Тюфлин Ю.С., 1986; Бугаевский Л.М., Портнов А.М., 1984; Урмаев М.С., 1989). Ряд методик (Кашкин В.Б., Сухинин А.И., 2001) ориентирован на цифровые методы и не решает вопросы прямой засечки. Статья посвящена методу определения координат точек на поверхности любой планеты при отсутствии на ней опорных точек.

1. Условия применения метода

Общие принципы решения задачи даны в (Tsvetkov V.Ya., 2011). Условия применения метода следующие. Космический аппарат (КА) подлетает к поверхности планеты, имея на борту фотокамеру для съемки поверхности и инерциальное устройство. Фотокамера жестко зафиксирована в теле КА. Инерциальное устройство определяет относительное положение КА последовательно в пяти точках на его траектории. Предполагается отсутствие аномалий гравитации, что дает основание рассматривать траекторию движения КА как кривую второго порядка. При этом неважно, является ли траектория КА эллиптической, параболической или гиперболической. Решается задача с использованием общего уравнения кривой второго порядка, которое включает все перечисленные варианты. Это упрощает поиск решения. В принципе возможно несколько вариантов моделей вычисления координат. Данная модель определения координат является простейшей и включает этапы.

1. Определение координат точек траектории КА.
2. Аналитическое определение траектории КА и нормалей к траектории в точках съемки.
3. Эмуляция геодезических измерений.
4. Определение планетографических координат на основе решения прямой засечки при условии равенства масштабов.

1.1. Определение координат точек траектории космического аппарата

Космический аппарат снабжен инерциальным датчиком. Это позволяет фиксировать его относительное положение в заданные моменты времени, что дает возможность измерить координаты точек для определения траектории. Для кривой второго порядка достаточно пяти точек (T_1, T_2, T_3, T_4, T_5). Еще две точки траектории (T_6, T_7) измеряют в точках фотографирования S_1, S_2 (точках съемки). Последние два измерения определяют базис фото-съемки.

1.2. Аналитическое определение траектории космического аппарата и нормали к траектории в точке съемке

Согласно уравнениям движения траектория космического аппарата должна быть кривой второго порядка. При отсутствии возмущающих воздействий космический аппарат движется по траектории, которая является участком плоской кривой в пространстве. Это дает основание решать задачу определения параметров траектории в плоскости, т.е. работать только с координатами траектории x, y в плоскости движения

$$ax^2+2bxy+cy^2+2dx+2ey+f=0. \quad (1)$$

При наличии координат пяти точек уравнение (1) линеаризуется и линейно решается относительно коэффициентов (a, b, c, d, e).

Уравнение касательной кривой второго порядка имеет вид

$$ax+by+d=0 \quad (2)$$

или

$$y=-ax/b-d/b.$$

Из (2) несложно получить уравнение нормали для кривой второго порядка в точке с координатами (x,y)

$$y=bx/a+h_s, \quad (3)$$

где h_s – константа, которая определяется при известных координатах точки съемки S .

При подстановке координат точек съемки в (3) получаем значение нормали к траектории в этой точке.

1.3. Определение планетографических координат

Съемочная камера жестко фиксирована на КА и не меняет своего положения в процессе пролета по отношению к внутренней системе координат космического аппарата. Положение камеры относительно траектории произвольно, но фиксировано. Например, оптическая ось может образовывать угол с плоскостью траектории или лежать в этой плоскости. Поэтому положение камеры в точках T_6 и T_7 различается только углом конвергенции и базисом съемки. Два других угла не меняются.

Координаты главной точки снимка и фокусное расстояние камеры являются известными. Эти параметры используют при расчетах.

Алгоритм вычислений:

П.1. С помощью инерциального датчика определяют координаты точек траектории КА, для того чтобы определить коэффициенты, входящие в уравнение (1).

П.2. С помощью инерциального датчика определяют координаты точек съемки S_1, S_2 , траектории КА.

П.3. По координатам точек S_1, S_2 находят уравнение нормалей для этих точек из уравнения (3).

П.4. По направлению нормалей определяют угол конвергенции между направлением оптических осей (нормалей) снимков для точек S_1, S_2 .

П.5. По паре снимков, полученных в точках S_1, S_2 , визуально идентифицируют соответствующие точки на поверхности небесного тела.

П.6. Считают систему координат снимка из точки S_1 базисной.

П.7. Система координат снимка из точки S_2 повернута по отношению к базисной системе координат на угол который определяется в П.4.

П.8. Идентифицируют соответствующие

ДИСТАНЦИОННЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ТОЧЕК НА ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТЫ

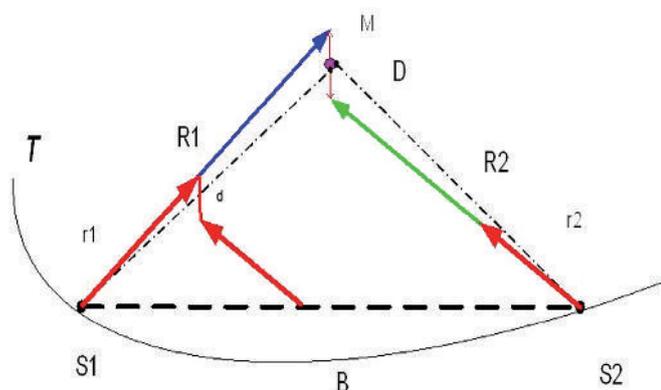
точки на изображениях снимков, относящиеся к общей точки поверхности планеты (Лысков Г.А., Цветков В.Я., 1976).

П.9. Строят векторы r (u, p, f) на соответствующие точки пары снимков. Компоненты вектора: координаты точек снимка (u, p) и фокусное расстояние камеры f .

П.10. Переходят от координатных фотограмметрических измерений к угловым геодезическим (Цветков В.Я., 1986) путем деления координат на фокусное расстояние.

П.11. Решают прямую засечку при условии равенства масштабов (Цветков В.Я., Хлебникова Т.А., 1987).

На рисунке 1 приведена схема модели построения координат точки М.



рисунк 1. Решение прямой засечки при условии равенства масштабов

На рисунке 1 обозначено: Т – участок плоской траектории, на котором лежат точки фотографирования; S1, S2 – точки фотографирования; В – базис фотографирования; М – точка, планетографические координаты которой надо определить; R1, R2 – радиус-векторы, которые в общем случае не лежат в одной плоскости (т.е. допускается нарушение условия компланарности, тогда как в классической фотограмметрии это обязательное условие). Эти векторы являются вычисляемыми, их можно назвать векторами засечки; D – «вектор

некомпланарности» – отрезок, соединяющий концы радиус-векторов, на котором лежит определяемая точка М. Если радиус-векторы лежат в одной плоскости (компланарны), то этот отрезок равен нулю.

Условно единичные r_1, r_2, d – радиус-векторы коллинеарные векторам R1, R2, D, но определяемые по координатам снимков. Векторы r_1, r_2 определяются по координатам снимков, d – коллинеарен векторному произведению r_1, r_2 .

Из рисунка 1 следует векторное уравнение

$$R_1 + R_2 + D = B. \quad (4)$$

При переходе к векторам r_1, r_2, d получаем

$$N_1 \times r_1 + N_2 \times r_2 + N_3 \times d = B, \quad (5)$$

$$R = N_1 \times r_1 + p \times d + R_{S1},$$

где r_1 – радиус-вектор модели; d – вектор «некомпланарности»; N_1, N_2, N_3 – масштабные коэффициенты; B – базис съемки; R – проектирующий радиус-вектор. На рисунке 1 он не показан, но ему соответствует пунктирная линия из точки S в точку М; R_{S1} – радиус-вектор центра проектирования; p – весовой коэффициент. При выполнении условия компланарности d обращается в ноль.

Весовой коэффициент p определяется по величине модулей проектирующих векторов. При этом координата определяемой точки рассчитывается не по положению конца проектирующего вектора, а как векторная сумма проектирующего вектора и части вектора d , определяемая весовым коэффициентом.

Такой подход дает возможность не только вычислять координаты точек модели построения координат точки М, но и давать расчет погрешностей в каждой точке независимо. В таблице приведены результаты модельного эксперимента проверки алгоритма расчета погрешностей (Цветков В.Я., Хлебникова Т.А., 1987).

Были заданы макетные точки на местности, рассчитаны координаты точек макетных снимков. В координаты снимков с помощью датчика случайных чисел с известной дисперсией вводились погрешности. Производился расчет координат и расчет (прогноз) погрешности определения точек. Вычисленные координаты сравнивались с

таблица – Расчет погрешностей на основе решения прямой засечки при условии равенства масштабов и выбора весового коэффициента

среднеквадратические ошибки измерения координат на снимке, мкм	рассчитанная погрешность, см	фактическая погрешность, см	точность расчета погрешностей, %
12	11	11	100
17	17	17	100
21	23	25	92
25	28	31	90
28	34	34	100
34	41	42	98
37	47	51	92
42	55	58	95

исходными и на основе сравнения определялась фактическая погрешность.

1.4. Детализация алгоритма

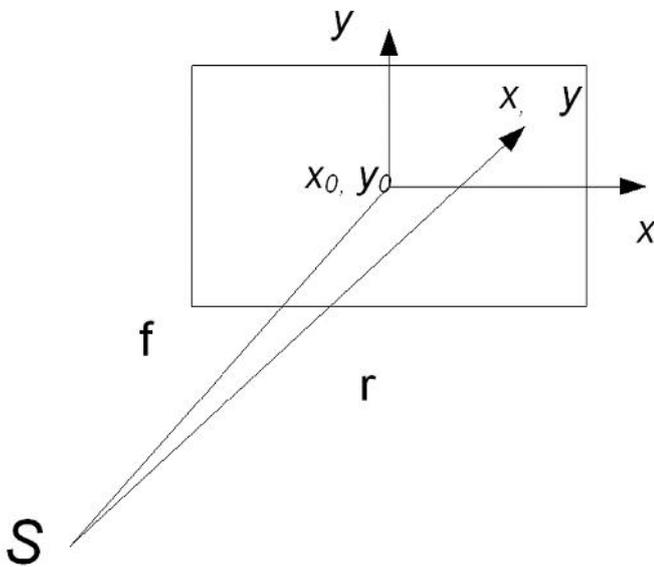
Детализация алгоритма включает: построение векторов модели; переход от фотограмметрических координат к угловым геодезическим измерениям; решение некомпланарной засечки.

Построение векторов фотограмметрической модели r_1, r_2 показано на рисунке 2.

Компоненты вектора r определяются как

$$r_x = x - x_0; r_y = y - y_0; r_z = f, \quad (6)$$

где x, y – координаты точки снимка изображения определяемой точки M ; x_0, y_0 – координаты главной точки снимка; f – фокусное расстояние.



рисунк 2. Построение векторов r_1, r_2

1.5. Переход от фотограмметрических координат к геодезическим

Данный подход зарекомендовал себя при обработке не метрических снимков в условиях отсутствия видимости между точками съёмки и защищен авторским свидетельством (Цветков В.Я., 1986).

Следует отметить, что пока векторы r_1, r_2 измерены в своих системах координат, нам надо их свести в общую систему. Для этого воспользуемся расчетом угла конвергенции по П.4. и формулой (3).

Производим пересчет векторов по следующим формулам:

$$\text{Вектор } r_1 \left((x_1 - x_0)/f; (y_1 - y_0)/f; 1 \right).$$

$$\text{Вектор } r_2 \left(\text{tg}\beta; (y_2 - y_0)/f; 1 \right),$$

$$\text{где } \text{tg}\beta = (\text{tg}\alpha + \text{tg}\gamma)/(1 - \text{tg}\alpha \text{tg}\gamma)$$

$\text{tg}\alpha = (x_1 - x_0)/f$; γ – угол между нормальными в точках фотографирования.

1.6. Решение засечки при условии равенства масштабов

После того как векторы модели найдены, производят решение засечки при условии равенства масштабов. Для этого решают линейную систему уравнений, которая получается разложением векторной системы, полученной из (5)

$$N_1 r_1 + N_2 r_2 + N_3 [r_1 \times r_2] = B, \quad (7)$$

здесь $[r_1 \times r_2]$ – векторное произведение.

Уравнение (7) представляет собой линейную систему и решается без всяких приближений.

закключение

Рассматриваемый метод позволяет получать новое решение прямой фотограмметрической засечки без решения обратной засечки. Метод позволяет получать не только координаты, но и оценивать погрешности каждой определяемой точки. Это можно использовать для уравнивания или последующей статистической обработки информации.

список литературы

Бугаевский Л.М., Портнов А.М. Теория одиночных космических снимков. М.: Недра, 1984. 280 с.

Кашкин В.Б. Сухинин А.И. Дистанционное зондирование Земли из космоса. Цифровая обработка изображений: учебное пособие. М.: Логос, 2001. 264 с.

Лысков Г.А., Цветков В.Я. Метод отождествления точек на изображениях пространственной кривой // Тр. НИИГАиК // Аэрофототопография, 1976. Т. 40. С. 74-77. Деп ВИНТИ, 24.02.1977, N 724-77.

Савиных В.П., Цветков В.Я. Сравнительная планетология. М.: МИИГАиК, 2012. 84 с.

Тюфлин Ю.С. Космическая фотограмметрия при изучении планет и спутников. М.: Недра, 1986. 247 с.

Урмаев М.С. Космическая фотограмметрия: учебник для вузов. М.: Недра, 1989. 279 с.

Цветков В.Я. Способ фотограмметрического определения координат точек объекта А.С. 1363926 (СССР). Приор. 10.04.86; зарег. 23.10.1986.

Цветков В.Я., Хлебникова Т.А. Исследование прямой фотограмметрической засечки // Геодезия и картография, 1987. № 2. С. 48-51.

Manned Mission to Mars / Edited by A.S. Koroteev. М.: Russian Academy of Cosmonautics named after К.Е. Tsiolkovsky, 2006. 320 p.

Tsvetkov V.Ya. Principles of measurement of surfaces of extra-terrestrial territories // International journal of applied and fundamental research, 2011. № 10. P.14.

www.solarmodel.ru (дата обращения: 01.02.2013).

Статья поступила в редакцию 01.04.2013 г.

КОМБИНИРОВАННАЯ СИСТЕМА КОМПЕНСАЦИИ ВОЗМУЩАЮЩЕГО МОМЕНТА ОТ СОЛНЕЧНОГО ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО СПУТНИКА



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

THE COMBINED COMPENSATING SYSTEM OF THE DISTURBING TORQUE INDUCED BY SOLAR PRESSURE FOR GEOSTATIONARY SATELLITE



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

В статье рассмотрена задача определения формы и размеров пассивного элемента комбинированной системы компенсации возмущающего момента от солнечного давления для геостационарного космического аппарата с несимметричным размещением панелей солнечных батарей (СБ). Представлены постановка задачи, алгоритм её численного решения и результаты решения. Отмечено, что полученная форма не только обладает требуемыми компенсационными возможностями, но и является наиболее рациональной с точки зрения изготовления и надежности функционирования.

Ключевые слова: космический аппарат (КА); солнечный парус (СП); панель регулирования (ПР); возмущающие моменты.

ВВЕДЕНИЕ

В последнее время по разным причинам (функциональным, конструкционным и т.п.) проектируются и создаются КА с явно асимметричной конфигурацией. При этом, как правило, асимметричными элементами являются такие протяженные агрегаты, как СБ, антенны, телескопы. Примером аппарата такой конструкции может служить КА «Электро-Л» (Бабышкин В.Е., 2011), разработанный в НПО им. С.А. Лавочкина, в течение двух лет успешно функционирующий на геостационарной орбите.

Такая особенность конструкции КА, естественно, приводит к тому, что возникают заметные

The article considers the problem of shape and size determining of the passive element of the combined compensating system of disturbing torque induced by solar pressure for geostationary spacecraft with asymmetrically located solar arrays (SA). Statement of the problem, its numerical solution algorithm and results are presented in the article. It is noted that the obtained shape is not only possessed the required compensation properties, but also is the most rational one from the point of manufacture and functional reliability.

Key words:
spacecraft (SC);
solar sail (SS);
control panel (CP);
disturbing torques.

постоянно действующие возмущения (аэродинамические или радиационные), которые должны быть парированы с помощью соответствующих систем стабилизации (пассивных, активных, комбинированных).

Разработка пассивных и комбинированных систем стабилизации нередко представляет собой довольно непростую задачу, поскольку проведение необходимых для этого исследований оказывается весьма затруднительным. В частности, экспериментальное определение параметров основных элементов системы компенсации возмущений от солнечного давления оказывается практически невозможным.

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

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

Это связано с большими помехами (сравнимыми или даже превосходящими силовое воздействие излучения), приносимыми радиометрическим эффектом. Чтобы исключить влияние этого явления, необходимо создавать сверхвысокий вакуум ($\sim 10^{-7}$ Па) в камере достаточно больших размеров, что на сегодняшний день проблематично. Поэтому подход, основанный на численном моделировании, оказывается в данном случае практически единственным реально осуществимым.

В работе (Шматов С.И., 2008) была дана общая постановка задачи определения формы и размеров пассивного элемента комбинированной системы компенсации возмущающего момента от солнечного давления для геостационарного космического аппарата с несимметричным размещением панелей СБ и обоснована принципиальная возможность её решения.

В настоящей статье дается детальная постановка указанной задачи для конкретного КА, описывается методика её численного решения и приводятся результаты решения с помощью программного комплекса (ПК) AIRSOL (Финченко В.С., Шматов С.И., 2005; Шматов С.И., Мордвинкин А.С., 2013), разработанного в НПО им. С.А. Лавочкина.

1. Постановка задачи

На геостационарной орбите (высота полёта ≈ 36000 км) главным возмущающим фактором негравитационной природы являются силы, обусловленные внешним падающим на КА излучением и излучением, испускаемым поверхностями самого аппарата

$$\vec{F}_I = \vec{F}_s + \vec{F}_a + \vec{F}_{ir} + \vec{F}_{s/c},$$

здесь \vec{F}_I – результирующая сила;

\vec{F}_s – сила, вызванная прямым солнечным излучением;

\vec{F}_a – сила, вызванная отраженным от Земли излучением;

\vec{F}_{ir} – сила, вызванная тепловым излучением Земли;

$\vec{F}_{s/c}$ – сила, вызванная собственным излучением поверхностей КА.

Что касается составляющих \vec{F}_a и \vec{F}_{ir} , то на высоте 36000 км они пренебрежимо малы по сравнению с \vec{F}_s (не превышают $0.005 \cdot |\vec{F}_s|$).

Вклад составляющей $\vec{F}_{s/c}$ на отдельных участках поверхности КА может составлять до 10% вклада \vec{F}_s . Но поскольку все отдельные блоки КА (корпус, СБ, ПР и СП) являются телами с плоской симметрией и согласно техническому заданию не затеняют друг друга в полете, результирующий вклад $\vec{F}_{s/c}$ также пренебрежимо мал по сравнению с вкладом \vec{F}_s .

Таким образом, сила \vec{F}_s , обусловленная прямым солнечным излучением, является доминирующим возмущающим фактором, т.е. фактически

$$\vec{F}_I = \vec{F}_s.$$

Конфигурация рассматриваемого КА на орбите (раскрытое положение) вместе с элементами системы стабилизации представлена на рисунке 1. Здесь КА – корпус аппарата; СБ – прямоугольные панели солнечных батарей; СП – солнечный парус, являющийся пассивной частью предлагаемой комбинированной системы стабилизации; ПР – панель регулирования, являющаяся активной частью предлагаемой системы стабилизации; МР – схематичное изображение механизма развёртывания СП на рабочей орбите. Здесь же показано положение осей связанной системы координат OXYZ. Центр масс всего КА и начало связанной системы координат O находятся в геометрическом центре корпуса КА.

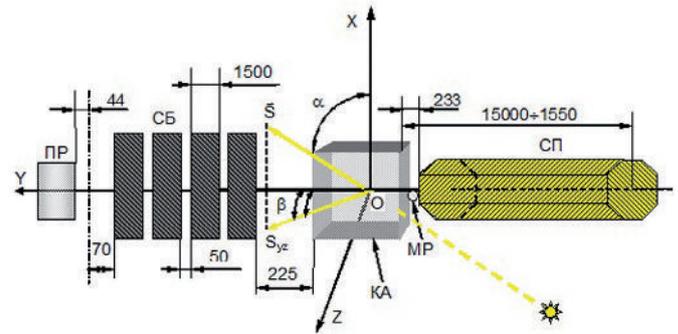


рисунок 1. КА в раскрытом положении на рабочей орбите

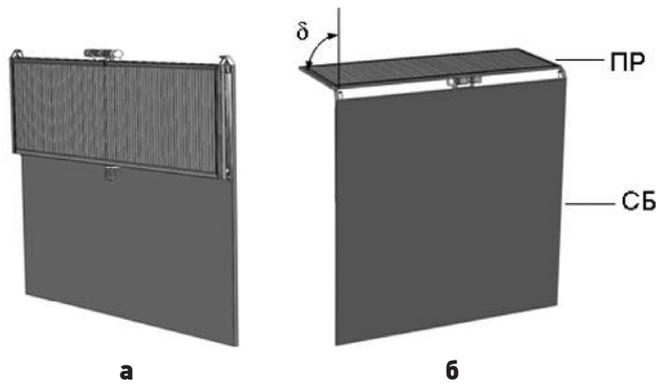
Корпус КА представляет собой прямоугольный параллелепипед с размерами $2400 \times 2100 \times 2140$ мм. Панели СБ – прямоугольные пластины с размерами $1700 \times 1500 \times 50$ мм. ПР – прямоугольная пластина с размерами $1700 \times 602 \times 20$ мм. Все остальные размеры указаны на рисунке 1.

Согласно техническому заданию на разработку данной системы стабилизации диапазон сезонного изменения угла между нормалью к плоскости панелей СБ и направлением на Солнце составляет $[-23.5^\circ, 23.5^\circ]$. Аналогичный диапазон для угла между осью OX и направлением на Солнце составляет $[0^\circ, 360^\circ]$.

На рисунке 1 также показано положение вектора солнечного луча \vec{S} относительно связанной системы координат OXYZ. Здесь α – угол между вектором \vec{S} и осью OX; β – угол между осью OY и проекцией S_{yz} вектора \vec{S} на плоскость OYZ. Согласно указанным выше ограничениям для углов α и β получаем (диапазон по углу β взят с запасом в 1.5°)
 $0^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$,
 $65^\circ \leq \beta \leq 115^\circ$.

При движении КА по целевой орбите рабочая сторона панелей СБ все время «отслеживает» Солнце, т.е. расположена под оптимальным углом по отношению к вектору потока солнечной радиации \vec{S} . Поэтому текущий угол поворота γ панелей СБ относительно начального положения (плоскости OYZ) должен составлять

КОМБИНИРОВАННАЯ СИСТЕМА КОМПЕНСАЦИИ ВОЗМУЩАЮЩЕГО МОМЕНТА ОТ СОЛНЕЧНОГО ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО СПУТНИКА



рисунк 2. Панель регулирования в транспортном (а) и рабочем (б) положениях

$$\tilde{\alpha} = [\arcsin(\cos \alpha / \sqrt{\cos^2 \alpha + \sin^2 \alpha \cdot \sin^2 \beta}) - 90^\circ] \cdot \text{sign}(\sin \alpha \cdot \sin \beta) + 180^\circ. \quad (1)$$

Солнечный парус на рабочей орбите имеет фиксированную (оптимальную) форму и неподвижен, а панель регулирования, имеющая также фиксированную форму, вращается вместе с солнечной батареей относительно оси ОУ по закону (1), а также может поворачиваться на угол $0^\circ \leq \delta \leq 90^\circ$ вверх и вниз относительно плоскости СБ. Функция ПР – компенсация разности моментов от СБ и СП, связанной с сезонными изменениями ориентации КА относительно Солнца. На рисунке 2 представлен внешний вид панели регулирования в транспортном и рабочем положениях.

Согласно требованиям технического задания все указанные выше размеры должны быть полностью выдержаны. Что касается СП, то он должен иметь форму тела вращения или близкую к ней. Предел раскрытия СП по оси ОУ должен находиться в диапазоне 15000÷15500 мм. Максимальный поперечный размер СП не должен превышать 900 мм.

Используемые в рассчитываемой модели оптические характеристики поверхностных материалов имеют следующие значения:

1. Солнечный парус:

- коэффициент поглощения лучистой энергии наружной поверхностью плёнки $\alpha_{СП} = 0.16$;
- коэффициент пропускания плёнкой лучистой

энергии $\tau_{СП} = 0.000$.

2. Панель регулирования. Коэффициент поглощения лучистой энергии $\alpha_{ПР} = 0.195$.

3. Панели СБ. Коэффициент поглощения лучистой энергии $\alpha_{СБ} = 0.8$.

4. Корпус КА. Коэффициент поглощения лучистой энергии для поверхности корпуса КА, покрытого ЭВТИ, $\alpha_{КА} = 0.5$.

5. Механизм разворачивания СП. Коэффициент поглощения лучистой энергии для материала, покрывающего механизм разворачивания, $\alpha_{МР} = 0.32$.

Таким образом, поставленная задача сводится к расчетному определению в рамках описанных выше условий формы и размеров СП – пассивного элемента системы компенсации радиационных возмущений. При этом размеры СП должны удовлетворять указанным выше ограничениям. Кроме того, для найденного варианта СП при любой допустимой ориентации КА относительно Солнца у ПР должен быть запас по углу поворота δ не менее 15° в обе стороны. Этот запас необходим для покрытия возможных нерасчетных возмущающих факторов (отличие реальных оптических коэффициентов поверхностей от расчетных, погрешность в геометрии СП и т.п.).

2. Решение задачи

Прежде чем определять форму и размеры для требуемого СП, были рассчитаны возмущающие моменты, вызванные воздействием прямого солнечного излучения на КА, при отсутствии СП и ПР в указанном выше диапазоне ориентаций КА относительно Солнца.

В силу симметрии КА относительно плоскостей ZOY и XOY для угла α достаточно взять

$0^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$ (при $90^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$, очевидно, будем иметь симметричную картину).

В таблицах 1 и 2 представлены значения проекций $M_x(\alpha, \beta)$ и $M_z(\alpha, \beta)$ возмущающего момента на оси связанной системы координат OXYZ (в силу отмеченной симметрии $M_y(\alpha, \beta) = 0$, и таблицы $M_y(\alpha, \beta)$, естественно, не приводятся).

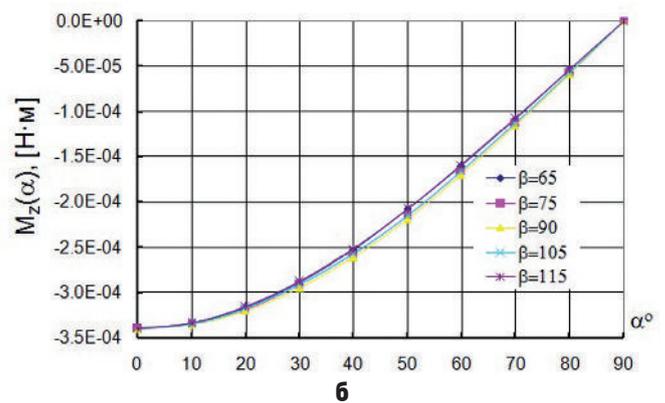
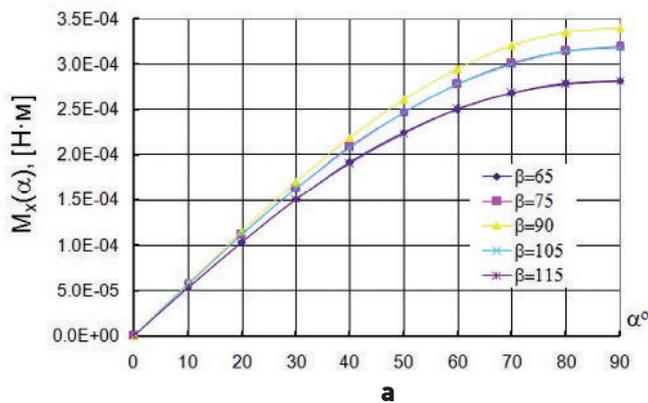
На рисунке 3 представлены графики зависимос-

таблица 1 – Значения $M_x(\alpha, \beta)$ для КА без СП и ПР

α	$\beta=65$	$\beta=75$	$\beta=90$	$\beta=105$	$\beta=115$
0	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
10	$0.534 \cdot 10^{-4}$	$0.570 \cdot 10^{-4}$	$0.591 \cdot 10^{-4}$	$0.570 \cdot 10^{-4}$	$0.534 \cdot 10^{-4}$
20	$0.104 \cdot 10^{-3}$	$0.112 \cdot 10^{-3}$	$0.116 \cdot 10^{-3}$	$0.112 \cdot 10^{-3}$	$0.104 \cdot 10^{-3}$
30	$0.151 \cdot 10^{-3}$	$0.163 \cdot 10^{-3}$	$0.170 \cdot 10^{-3}$	$0.163 \cdot 10^{-3}$	$0.151 \cdot 10^{-3}$
40	$0.192 \cdot 10^{-3}$	$0.209 \cdot 10^{-3}$	$0.219 \cdot 10^{-3}$	$0.208 \cdot 10^{-3}$	$0.191 \cdot 10^{-3}$
50	$0.225 \cdot 10^{-3}$	$0.247 \cdot 10^{-3}$	$0.261 \cdot 10^{-3}$	$0.247 \cdot 10^{-3}$	$0.224 \cdot 10^{-3}$
60	$0.250 \cdot 10^{-3}$	$0.278 \cdot 10^{-3}$	$0.295 \cdot 10^{-3}$	$0.278 \cdot 10^{-3}$	$0.250 \cdot 10^{-3}$
70	$0.268 \cdot 10^{-3}$	$0.301 \cdot 10^{-3}$	$0.320 \cdot 10^{-3}$	$0.300 \cdot 10^{-3}$	$0.268 \cdot 10^{-3}$
80	$0.279 \cdot 10^{-3}$	$0.314 \cdot 10^{-3}$	$0.335 \cdot 10^{-3}$	$0.314 \cdot 10^{-3}$	$0.278 \cdot 10^{-3}$
90	$0.282 \cdot 10^{-3}$	$0.319 \cdot 10^{-3}$	$0.340 \cdot 10^{-3}$	$0.318 \cdot 10^{-3}$	$0.282 \cdot 10^{-3}$

таблица 2 – Значения $M_z(\alpha, \beta)$ для КА без СП и ПР

a	$\beta=65$	$\beta=75$	$\beta=90$	$\beta=105$	$\beta=115$
0	$-0.340 \cdot 10^{-3}$				
10	$-0.334 \cdot 10^{-3}$	$-0.335 \cdot 10^{-3}$	$-0.335 \cdot 10^{-3}$	$-0.335 \cdot 10^{-3}$	$-0.334 \cdot 10^{-3}$
20	$-0.317 \cdot 10^{-3}$	$-0.319 \cdot 10^{-3}$	$-0.320 \cdot 10^{-3}$	$-0.318 \cdot 10^{-3}$	$-0.316 \cdot 10^{-3}$
30	$-0.289 \cdot 10^{-3}$	$-0.292 \cdot 10^{-3}$	$-0.295 \cdot 10^{-3}$	$-0.292 \cdot 10^{-3}$	$-0.288 \cdot 10^{-3}$
40	$-0.252 \cdot 10^{-3}$	$-0.257 \cdot 10^{-3}$	$-0.261 \cdot 10^{-3}$	$-0.257 \cdot 10^{-3}$	$-0.251 \cdot 10^{-3}$
50	$-0.208 \cdot 10^{-3}$	$-0.215 \cdot 10^{-3}$	$-0.219 \cdot 10^{-3}$	$-0.215 \cdot 10^{-3}$	$-0.208 \cdot 10^{-3}$
60	$-0.160 \cdot 10^{-3}$	$-0.166 \cdot 10^{-3}$	$-0.170 \cdot 10^{-3}$	$-0.166 \cdot 10^{-3}$	$-0.159 \cdot 10^{-3}$
70	$-0.108 \cdot 10^{-3}$	$-0.113 \cdot 10^{-3}$	$-0.116 \cdot 10^{-3}$	$-0.113 \cdot 10^{-3}$	$-0.107 \cdot 10^{-3}$
80	$-0.543 \cdot 10^{-4}$	$-0.573 \cdot 10^{-4}$	$-0.591 \cdot 10^{-4}$	$-0.572 \cdot 10^{-4}$	$-0.541 \cdot 10^{-4}$
90	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000



а – зависимость $M_x(\delta, \alpha)$; **б** – зависимость $M_z(\delta, \alpha)$.

рисунок 3. Зависимости $M_x(\alpha, \beta)$ и $M_z(\alpha, \beta)$ для КА без солнечного паруса и панели регулирования

тей $M_x(\alpha, \beta)$ и $M_z(\alpha, \beta)$.

Как следует из графиков и таблиц, возмущающие моменты для КА без СП и ПР достигают $3.4 \cdot 10^{-4}$ Н·м. Эти возмущения должны быть компенсированы с помощью СП и ПР.

Далее были рассчитаны аналогичные зависимости для одной ПР (с учетом её расположения на КА) для определения ее «компенсационных возможностей».

В результате расчетов и анализа полученных зависимостей было установлено, что «компенсационные возможности» ПР находятся в следующих диапазонах:

$$0 \leq M_x \leq 7.350 \cdot 10^{-5} \text{ Н·м},$$

$$-7.350 \cdot 10^{-5} \leq M_z \leq 0 \text{ Н·м}.$$

Далее, при указанных выше ориентациях вектора \vec{S} относительно OXYZ ($0^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$, $65^\circ \leq \beta \leq 115^\circ$), очевидно, имеем

$$M_{xKA} \geq 0, M_{xPP} \geq 0, M_{xСП} \leq 0;$$

$$M_{yKA} = 0, M_{yPP} = 0, M_{yСП} = 0;$$

$$M_{zKA} \leq 0, M_{zPP} \leq 0, M_{zСП} \geq 0.$$

Поэтому, чтобы СП мог выполнять балансирующую функцию, необходимо для любых α и β из указанных промежутков выполнение следующих условий:

$$M_{xСП}(\alpha, \beta) + M_{xKA}(\alpha, \beta) + \min_{\delta} \{M_{xPP}(\alpha, \beta, \delta)\} \leq 0; \quad (2)$$

$$M_{xСП}(\alpha, \beta) + M_{xKA}(\alpha, \beta) + \max_{\delta} \{M_{xPP}(\alpha, \beta, \delta)\} \geq 0. \quad (3)$$

Учитывая знакопостоянство M_x , из (2) и (3) полу-

чаем диапазон возможных значений для $|M_{xСП}(\alpha, \beta, \delta)|$

$$|M_{xKA}(\alpha, \beta) + \min_{\delta} \{M_{xPP}(\alpha, \beta, \delta)\}| \leq |M_{xСП}(\alpha, \beta)| \leq |M_{xKA}(\alpha, \beta) + \max_{\delta} \{M_{xPP}(\alpha, \beta, \delta)\}|. \quad (4)$$

Аналогично с учетом знакопостоянства M_z , из (2) и (3) получаем диапазон возможных значений для $|M_{zСП}(\alpha, \beta, \delta)|$

$$|M_{zKA}(\alpha, \beta) + \min_{\delta} \{M_{zPP}(\alpha, \beta, \delta)\}| \leq |M_{zСП}(\alpha, \beta)| \leq |M_{zKA}(\alpha, \beta) + \max_{\delta} \{M_{zPP}(\alpha, \beta, \delta)\}|. \quad (5)$$

Поскольку для каждой из возможных ориентаций должен быть запас по углу поворота δ не менее 15° в обе стороны, то

$$\min_{\delta} \{|M_{xPP}(\alpha, \beta, \delta)|\} = |M_{xPP}(\alpha, \beta, 75^\circ)|,$$

$$\max_{\delta} \{|M_{xPP}(\alpha, \beta, \delta)|\} = |M_{xPP}(\alpha, \beta, 15^\circ)|,$$

$$\min_{\delta} \{|M_{zPP}(\alpha, \beta, \delta)|\} = |M_{zPP}(\alpha, \beta, 75^\circ)|,$$

$$\max_{\delta} \{|M_{zPP}(\alpha, \beta, \delta)|\} = |M_{zPP}(\alpha, \beta, 15^\circ)|.$$

Соответственно (4) и (5) принимают вид

$$|M_{xKA}(\alpha, \beta) + |M_{xPP}(\alpha, \beta, 75^\circ)| \leq |M_{xСП}(\alpha, \beta)| \leq |M_{xKA}(\alpha, \beta) + |M_{xPP}(\alpha, \beta, 15^\circ)|; \quad (6)$$

$$|M_{zKA}(\alpha, \beta) + |M_{zPP}(\alpha, \beta, 75^\circ)| \leq |M_{zСП}(\alpha, \beta)| \leq |M_{zKA}(\alpha, \beta) + |M_{zPP}(\alpha, \beta, 15^\circ)|. \quad (7)$$

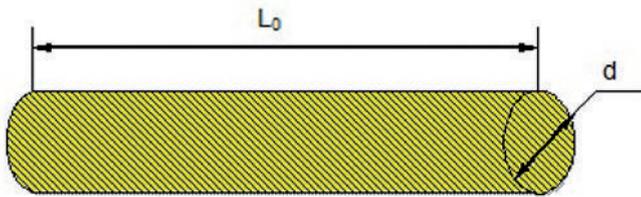


рисунок 4. Начальный вариант солнечного паруса

При требуемой форме и размерах СП условия (6) и (7) должны выполняться при любых α и β из указанных выше диапазонов.

В качестве начального варианта СП был рассмотрен цилиндр длиной $L_0=15.000$ м (рисунок 4). Его диаметр d был найден из уравнения

$$f(d)=|M_{\text{хСП}}(90^\circ, 90^\circ, L_0, d)| - \{|M_{\text{хКА}}(90^\circ, 90^\circ)| + \frac{1}{2}|M_{\text{хПП}}(90^\circ, 90^\circ, 0^\circ)|\} = |M_{\text{хСП}}(90^\circ, 90^\circ, L_0, d)| - 0.377 \cdot 10^{-3} = 0, \quad (8)$$

которое решалось методом дихотомии на промежутке $0.000 \leq d \leq 0.800$.

Выбор метода дихотомии для решения уравнения (8) и последующих аналогичных уравнений связан с тем, что функция $f(d)$ не задана в явном виде. Вычисление каждого её значения требует очень большого количества операций. Поэтому применение более «быстрых» итерационных методов в данном случае нецелесообразно, так как уменьшение количества требуемых итераций с лихвой перекрывается объёмом вычислений на каждой итерации. Кроме того, заметно усложняется алгоритм решения в целом.

Поскольку согласно расчетам $M_{\text{хСП}}(90^\circ, 90^\circ, L_0, 0.800) = 0.665 \cdot 10^{-3}$, а $|M_{\text{хСП}}(90^\circ, 90^\circ, L_0, 0)| = 0$, то $f(0) \cdot f(0.800) < 0$. При этом, очевидно, $f(d)$ – функция, монотонно возрастающая по d . Следовательно, уравнение (8) на промежутке $0.000 \leq d \leq 0.800$ имеет ровно один корень. В результате численного решения получаем $d \approx 0.450$ м.

Далее при фиксированном диаметре $d=0.450$ м определяется оптимальная длина СП (цилиндра) L^* .

Сначала находится $(L_x)_{\min}$. Для этого решаются уравнения

$$|M_{\text{хСП}}(\alpha_i, \beta_j, L_{ij}, d)| = |M_{\text{хКА}}(\alpha_i, \beta_j)| + |M_{\text{хПП}}(\alpha_i, \beta_j, 75^\circ)| \quad (9)$$

для всех $\alpha_i = 0^\circ + i \cdot \Delta\alpha$, $\beta_j = 65^\circ + j \cdot \Delta\beta$ ($i=1, \dots, m$; $j=1, \dots, n$). Здесь шаги $\Delta\alpha$ и $\Delta\beta$, вообще говоря, определяются индивидуально в зависимости от уровня точности расчета. В данном случае полагалось $\Delta\alpha = \Delta\beta = 5^\circ$. Этого оказалось достаточно для достижения требуемой точности.

Если L_{ij} – корень уравнения (9), то при $L \geq L_{ij}$ в силу монотонности функции $|M_{\text{хСП}}(\alpha_i, \beta_j, L, d)|$ по L будем иметь

$$|M_{\text{хСП}}(\alpha_i, \beta_j, L, d)| \geq |M_{\text{хКА}}(\alpha_i, \beta_j)| + |M_{\text{хПП}}(\alpha_i, \beta_j, 75^\circ)|. \quad (10)$$

Соответственно, если положить $(L_x)_{\min} = \max_{i,j} \{L_{ij}\}$,

то при $L \geq (L_x)_{\min}$ условие (10) будет выполнено одновременно для всех (α_i, β_j) , т.е. для всех допустимых ориентаций КА относительно Солнца.

Далее аналогичным образом находим $(L_x)_{\max}$. Сначала решаются уравнения

$$|M_{\text{хСП}}(\alpha_i, \beta_j, L_{ij}, d)| = |M_{\text{хКА}}(\alpha_i, \beta_j)| + |M_{\text{хПП}}(\alpha_i, \beta_j, 15^\circ)| \quad (11)$$

для всех (α_i, β_j) ($i=1, \dots, m$; $j=1, \dots, n$).

Если L_{ij} – корень уравнения (11), то при $L \leq L_{ij}$ в силу монотонности функции $|M_{\text{хСП}}(\alpha_i, \beta_j, L, d)|$ по L будем иметь

$$|M_{\text{хСП}}(\alpha_i, \beta_j, L, d)| \leq |M_{\text{хКА}}(\alpha_i, \beta_j)| + |M_{\text{хПП}}(\alpha_i, \beta_j, 75^\circ)| \quad (12)$$

Поэтому, если положить $(L_x)_{\max} = \min_{i,j} \{L_{ij}\}$, то при $L \leq (L_x)_{\max}$ условие (12) будет выполнено одновременно для всех (α_i, β_j) .

Таким образом, при

$$(L_x)_{\min} \leq L \leq (L_x)_{\max}$$

для всех (α_i, β_j) одновременно будет выполнено условие (6) с запасом 15° по углу δ в обе стороны.

Далее с помощью аналогичной процедуры определяются $(L_z)_{\min}$ и $(L_z)_{\max}$ такие, что при

$$(L_z)_{\min} \leq L \leq (L_z)_{\max}$$

для всех (α_i, β_j) одновременно будет выполнено условие (7) с запасом 15° по углу δ в обе стороны.

Чтобы условия (6) и (7) выполнялись одновременно, очевидно, надо взять

$$L_{\min} = \max \{ (L_x)_{\min}, (L_z)_{\min} \} \quad (13)$$

и

$$L_{\max} = \min \{ (L_x)_{\max}, (L_z)_{\max} \}. \quad (14)$$

Тогда при

$$L_{\min} \leq L \leq L_{\max}$$

условия (6) и (7) будут выполнены одновременно. Это значит, что для любой допустимой ориентации (α_i, β_j) найдется такой угол поворота ПР δ , при котором возмущающее воздействие панелей СБ будет парировано, т.е. будут выполнены с требуемой точностью условия

$$M_x = M_{\text{хКА}} + M_{\text{хПП}} + M_{\text{хСП}} = 0,$$

$$M_z = M_{\text{зКА}} + M_{\text{зПП}} + M_{\text{зСП}} = 0.$$

В качестве оптимальной длины L^* при этом берется середина промежутка $[L_{\min}, L_{\max}]$, т.е.

$$L^* = (L_{\min} + L_{\max}) / 2.$$

При таком выборе L^* , естественно, получается меньшая угловая амплитуда вращения ПР и, соответственно, больший запас по углу поворота δ .

В результате реализации описанной процедуры

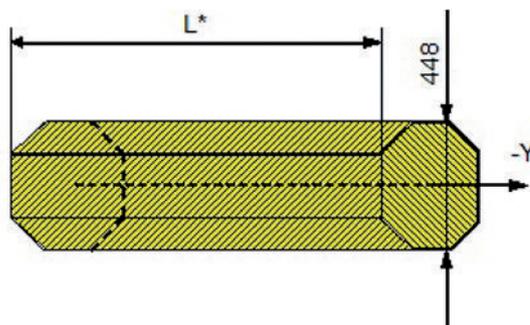
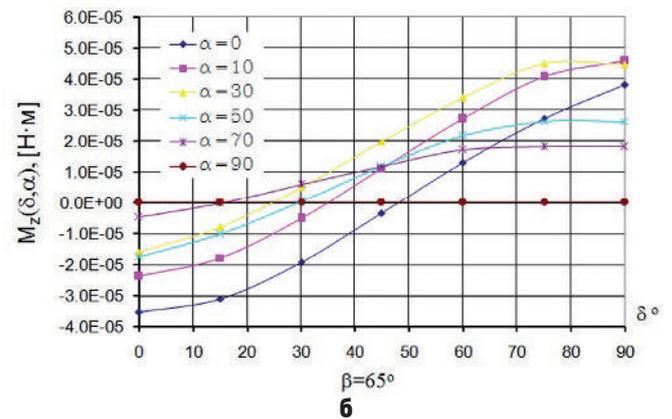
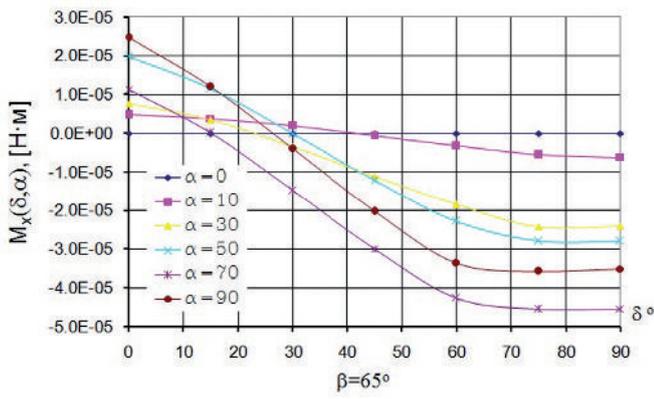
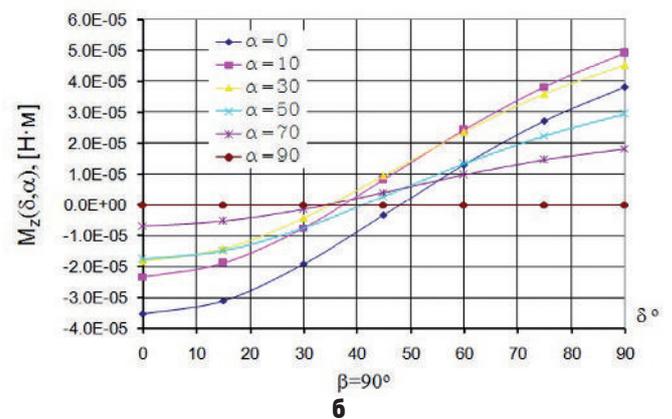
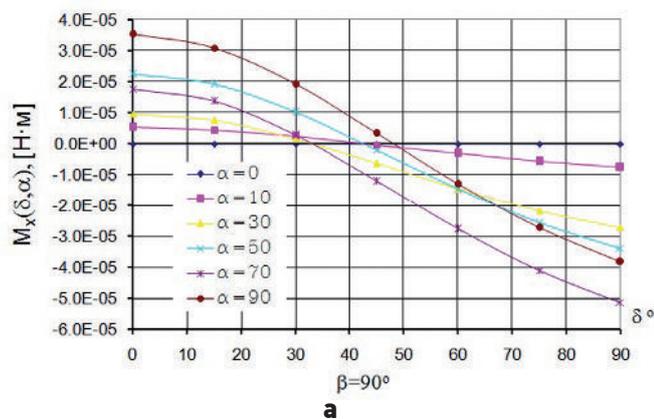


рисунок 5. Окончательный вариант СП



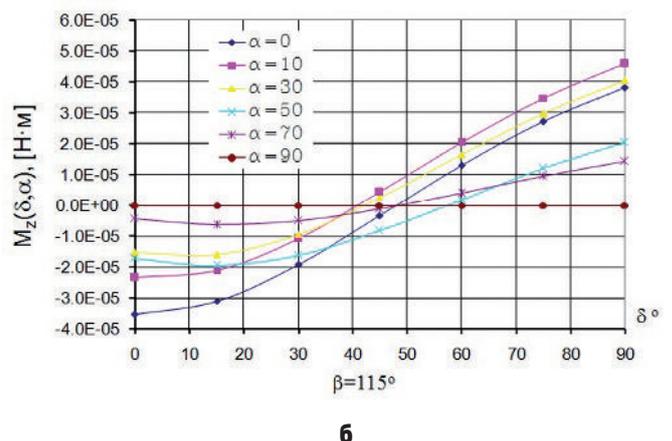
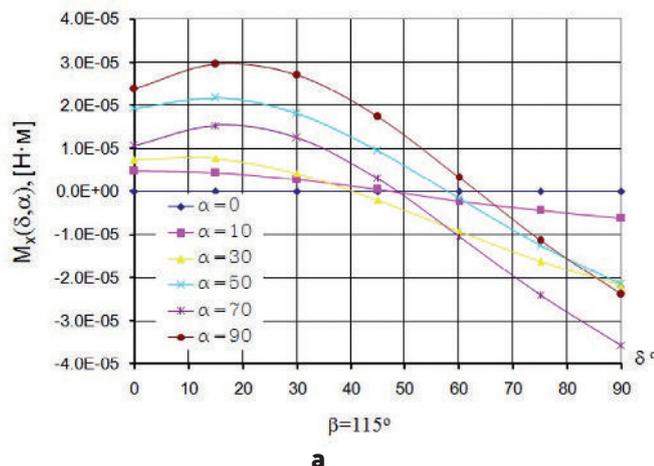
а – зависимость $M_x(\delta, \alpha)$; **б** – зависимость $M_z(\delta, \alpha)$.

рисунок 6. Зависимости $M_x(\delta, \alpha)$ и $M_z(\delta, \alpha)$ для КА с оптимальным СП (правильная 8-угольная призма высотой $L^*=14.891$ м) при угле $\beta=65^\circ$



а – зависимость $M_x(\delta, \alpha)$; **б** – зависимость $M_z(\delta, \alpha)$.

рисунок 7. Зависимости $M_x(\delta, \alpha)$ и $M_z(\delta, \alpha)$ для КА с оптимальным СП (правильная 8-угольная призма высотой $L^*=14.891$ м) при угле $\beta=90^\circ$



а – зависимость $M_x(\delta, \alpha)$; **б** – зависимость $M_z(\delta, \alpha)$.

рисунок 8. Зависимости $M_x(\delta, \alpha)$ и $M_z(\delta, \alpha)$ для КА с оптимальным СП (правильная 8-угольная призма высотой $L^*=14.891$ м) при угле $\beta=105^\circ$

для цилиндра диаметром $d=0.450$ м было получено $L^*=15.060$ м.

Тем самым предел раскрытия СП составляет $15.060+0.233=15.293$ м, т.е., находится в требуемом диапазоне $15.000 \div 15.500$ м.

Таким образом, найденные форма и размеры СП удовлетворяют всем требованиям технического задания. Однако технически раскрытие цилинд-

рического СП оказалось более сложным и менее надежным, чем, например, раскрытие СП в форме правильной 8-угольной призмы. Поэтому следующим шагом стал поиск L^* для призмы, близкой по форме к полученному цилиндрическому СП.

На рисунке 5 представлены форма и размеры такой призмы. Здесь L^* – искомая оптимальная длина (высота) призмы.

Применяя к этой форме СП описанную выше процедуру численного определения L^* , получаем

$$L_{\min} = 14.819 \text{ м}, L_{\max} = 14.963 \text{ м}.$$

Таким образом, $L^* = 14.891$ м. Предел раскрытия этого СП составляет $14.891 + 0.233 = 15.124$ м, т.е. находится в требуемом диапазоне $15.000 \div 15.500$ м.

На рисунках 6-8 представлены зависимости проекций $M_x(\delta, \alpha)$ и $M_z(\delta, \alpha)$ результирующего момента $\vec{M} = \vec{M}_{\text{КА}} + \vec{M}_{\text{СП}} + \vec{M}_{\text{ПР}}$ на оси связанной системы координат OXYZ при различных углах β .

Как следует из представленных графиков, при всех допустимых ориентациях луча \vec{S} есть положение ПР (угол поворота δ), при котором результирующие возмущающие моменты обращаются в нуль. При этом для всех ориентаций имеется запас по углу δ не менее 15 градусов в обе стороны.

Зависимости $M_x(\delta, \alpha)$ и $M_z(\delta, \alpha)$ были рассчитаны также для промежуточных значений углов $65^\circ \leq \beta \leq 115^\circ$ с шагом $\Delta\beta = 5^\circ$. Для всех промежуточных углов β эти зависимости имеют аналогичный характер, т.е. их графики проходят через нуль с запасом по углу δ не менее 15 градусов в обе стороны.

Следует также отметить, что в силу непрерывности функций $M_{x\text{СП}}(\alpha, \beta, L, d)$ и $M_{z\text{СП}}(\alpha, \beta, L, d)$ по переменным L и d можно подобрать ещё ряд вариантов СП, близких по форме и размерам к представленному выше. Такие варианты рассматривались, но были отклонены по двум причинам: во-первых, у них получался меньший запас по углу поворота ПР, во-вторых, их размеры менее соответствовали возможностям разработанного механизма развертывания.

Были также рассмотрены и исследованы варианты тел вращения с более габаритным поперечным сечением ($0.500 \leq d \leq 0.850$ м). В ходе исследований выяснилось, что при требуемой длине их компенсационные возможности заметно превышают необходимые значения. Поэтому, чтобы предел раскрытия СП попадал в требуемый диапазон ($15.000 \div 15.500$ м), их надо было существенно укорачивать со стороны механизма развертывания. Тем самым развертывание СП должно было начинаться не непосредственно от механизма развертывания, а на значительном удалении от него. Но развертывание на удалении – более сложная и менее надежная операция. Кроме того, в этом случае заметная часть штанги-держателя оказывается вне СП, и из-за одностороннего её нагрева возникает температурный перепад между освещенной и теневой частями конструкции. Это приводит к искривлению продольной оси штанги-держателя за счет различий в удлинении горячей и холодной частей её конструкции и отклонению оси симметрии СП от оси OY. Тем самым возникает дополнительная математическая и технологическая задача минимизации термодформаций штанги-держателя. В представленном же выше варианте СП штанга-держатель находится внутри СП, что практически исключает неравномерность ее прогрева,

а следовательно, и возможного изгиба вследствие термодформаций.

заключение

Поставлена и численно решена задача определения формы и размеров пассивного элемента комбинированной системы компенсации возмущающего момента от солнечного давления для геостационарного космического аппарата с несимметричным размещением панелей СБ.

Полученный на основе этого решения вариант СП (правильная восьмиугольная призма) не только удовлетворяет требованиям компенсации возмущающего момента от несимметричных панелей СБ, но и является наиболее рациональным с точки зрения технической реализации и надежности функционирования. Последнее было подтверждено на контрольных испытаниях по развертыванию разрабатываемой системы стабилизации.

Программный комплекс AIRSOL, на основе которого была реализована процедура численного решения, в очередной раз продемонстрировал такие качества, как надежность и оперативность получения характеристик силового воздействия излучения на современные КА.

список литературы

Бабышкин В.Е. Инновационный гидрометеорологический космический комплекс «Электро» нового поколения // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 1. С. 3-8.

Шматов С.И. Определение оптимальной формы компенсатора возмущающего момента от солнечного давления для геостационарного спутника с несимметричным размещением панелей солнечных батарей // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXII академических чтений по космонавтике. Москва, январь-февраль 2008 г. / Под общ. ред. А.К. Медведевой. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2008. С. 462-463.

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

Шматов С.И., Мордвинкин А.С. Методика и алгоритм комплексного расчёта аэродинамического и радиационного силового воздействия на космические летательные аппараты с учетом эффектов затенения и интерференции // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2013. № 2. С. 13-19.

Статья поступила в редакцию 11.02.2013 г.

СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



В.А. Бондаренко,
аспирант*,
vbondare@laspace.ru;
V.A. Bondarenko**



С.Н. Устинов*,
ust@laspace.ru;
S.N. Ustinov**

В статье, на примере создания системы обеспечения теплового режима (СОТР) первого из будущей серии таких аппаратов малого космического аппарата МКА-ФКИ «Зонд-ПП» для фундаментальных космических исследований, описаны: проектные решения, определяющие состав, конструкцию и характеристики простой в управлении СОТР малых космических аппаратов подобного класса; компьютерное моделирование их теплового режима; выбираемая последовательность и объем экспериментальной отработки таких СОТР. Представлены также данные летных испытаний, иллюстрирующие положительные результаты работы СОТР МКА-ФКИ «Зонд-ПП».

Ключевые слова: малый космический аппарат; система обеспечения теплового режима; тепловая сопанель; тепловая труба; радиатор.

ВВЕДЕНИЕ

Тенденция дальнейшего развития космической техники склоняется к созданию малогабаритных, сравнительно легковесных искусственных спутников Земли (ИСЗ). Они могут использоваться для проведения фундаментальных космических исследований (ФКИ), дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), отработки и летной аттестации новых приборов навигации и служебной аппаратуры в реальных условиях космического пространства, а также для испытаний новых разрабатываемых элементов космических аппаратов (КА) различного назначения и др.

Основное преимущество таких КА – возможность запуска их на орбиты ИСЗ либо ракетами-носителями

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

THERMAL CONTROL SYSTEM OF A SMALL SPACECRAFT



С.А. Немыкин*,
nsa@laspace.ru;
S.A. Nemykin**



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

By example of thermal control system developing of МКА-ФКИ «Zond-PP», which is the first of future family of such small Spacecraft for fundamental space researches, this article describes design approaches defining a composition, structure and characteristics of easy-to-control thermal control systems of such small Spacecraft; computer simulation of their thermal conditions; chosen method and scope of experimental verification of such thermal control systems. Flight test data illustrating successful results of operation of МКА-ФКИ «Zond-PP» thermal control system are also presented in the article.

Keywords: small Spacecraft; thermal control system; thermal honeycomb; heat pipe; radiator.

малого и среднего класса, либо попутным грузом при запусках тяжеловесных и крупногабаритных КА или одновременный запуск целой группы таких КА.

В НПО им. С.А. Лавочкина в соответствии с программой создания серии малых космических аппаратов (МКА) (Хартов В.В., 2011) работы по их проектированию начаты с реализации эксперимента «Зонд-ПП» (полезная нагрузка ПН1) – научного комплекса для совершенствования методов наблюдения Земли из космоса СВЧ-радиометрическими средствами в дециметровом диапазоне длин волн. Запуск этого аппарата был успешно осуществлен с космодрома Байконур 22 июля 2012 года.

Естественным стремлением разработчиков

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

«Зонда-ПП» было осуществление принципов унификации, упрощения его конструкции, повышения эффективности всех его систем.

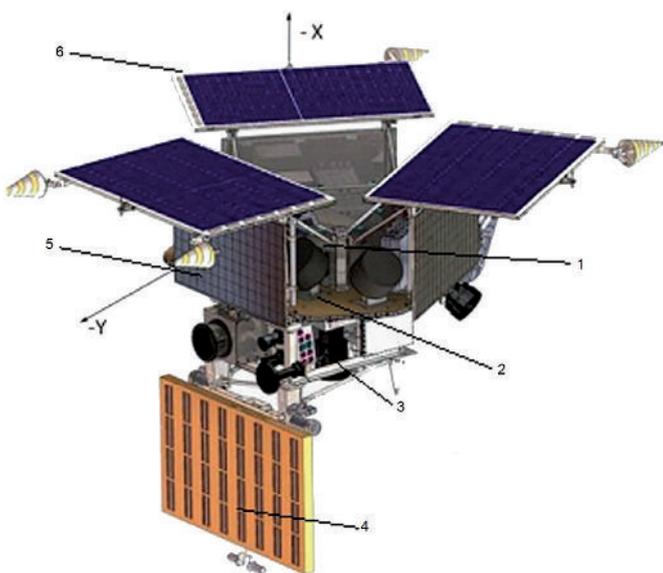
Далее описывается концепция проектирования одной из важных систем аппарата – системы обеспечения теплового режима (СОТР), обозначены подходы к компьютерному моделированию и экспериментальной отработке теплового режима МКА, приводятся результаты анализа теплового режима МКА-ФКИ «Зонд-ПП» при летных испытаниях.

1. Основные элементы конструкции малого космического аппарата и системы обеспечения его теплового режима

Основой концепции разработки МКА в НПО им. С.А. Лавочкина выбрано создание унифицированного базового модуля, на котором размещаются служебные системы и модуль полезной нагрузки, предназначенный для аппаратуры научного комплекса конкретной миссии.

В соответствии с такой концепцией конструкция МКА-ФКИ «Зонд-ПП» представляет собой сочленение трех отдельных укрупненных фрагментов (рисунок 1), каждый из которых имеет свою автономную систему обеспечения теплового режима:

- базового модуля, в дальнейшем платформа служебных систем (СС);
- платформы полезной нагрузки, в дальнейшем платформа научной аппаратуры (НА);
- научного комплекса «Зонд-ПП» с установочной рамой;
- каркас с солнечными датчиками.



1 – каркас; 2 – платформа служебных систем; 3 – платформа научной аппаратуры; 4 – «Зонд-ПП»; 5 – радиатор-излучатель; 6 – батарея фотопреобразователей.

рисунок 1. Общий вид КА

В процессе теплового проектирования было принято решение связать в тепловом отношении платформы научной и служебных систем и каркас с солнечными датчиками с помощью конструктивных элементов и использования теплопроводящих прокладок.

Такое решение позволило:

- получить динамически более устойчивую систему, что важно для поддержания теплового режима на этапе выведения и при переходных режимах, связанных с разворотами изделия в пространстве;
- использовать при необходимости средства обеспечения теплом одной приборной платформы (электронагреватели) для обеспечения другой;
- при изменении состава и характеристик блоков аппаратуры на одной панели компенсировать это изменение возможностями СОТР другой панели.

Одновременно со связанностью основных фрагментов МКА можно говорить и о возможном разделении в тепловом отношении с помощью калиброванных термических сопротивлений с другими фрагментами. Это, в свою очередь, позволяет:

- проводить независимое моделирование теплового режима каждого фрагмента с учетом известного теплообмена между ними, определяемого калиброванным термическим сопротивлением;
- автономно проводить отработку каждой подсистемы СОТР и по результатам испытаний в случае необходимости независимо дорабатывать данную подсистему;
- при изменении компоновки менять состав и характеристики средств терморегулирования в пределах отдельно взятой автономной СОТР, не изменяя при этом конструкцию и характеристики других подсистем СОТР.

Следует отметить, что автономная СОТР научного комплекса «Зонд-ПП» разработана его изготовителем и в данной статье не рассматривается.

Проектирование СОТР МКА-ФКИ «Зонд-ПП» осуществлялось на основании следующих положений и исходных данных:

- служебная аппаратура КА должна быть размещена на термостабилизированной панели сотовой конструкции, называемой далее тепловой сотованелью (ТСП);
- научная аппаратура КА должна быть размещена в зависимости от количества блоков аппаратуры на своей приборной раме или на своей ТСП;
- максимальное тепловыделение служебной аппаратуры не более 140 Вт, минимальное – не менее 60 Вт;
- максимальное тепловыделение научной аппаратуры 77 Вт (при работе передатчика НА) без учета «Зонда-ПП», минимальное – 0 Вт;
- параметры орбиты: апогей ~820 км, перигей ~820 км;
- продолжительности тени ~29 мин на каждом витке;
- рабочие ориентации аппарата: инерциальная

(ИНО) (ось «-Y» КА направлена на Землю) и постоянная солнечная (ПСО).

В качестве элементов СОТР МКА-ФКИ «Зонд-ПП» выбраны ТСП, тепловые трубы (ТТ), электронагреватели (ЭН), радиаторы-излучатели (РИ).

2. СОТР платформы служебных систем

Блоки аппаратуры служебных систем устанавливаются на тепловую сотовую панель, внутри которой проложены аксиальные тепловые трубы, предназначенные для съема тепла с посадочных мест приборов, перераспределения его по ТСП и передачи на РИ.

В рамках эскизного проекта МКА-ФКИ «Зонд-ПП» рассматривались два варианта схемы СОТР платформы СС:

1. Схема СОТР с тремя радиаторами, расположенными между панелями солнечных батарей.
2. Схема СОТР МКА с тремя радиаторами, расположенными под панелями солнечных батарей.

Первая схема характеризуется минимальным тепловым воздействием батарей фотопреобразователей (БФ) на радиаторы с одной стороны и возможностью прямой засветки Солнцем радиаторов при отклонении оси «X» МКА от направления на Солнце.

Вторая схема позволяет практически избежать засветки радиаторов Солнцем, однако при этом увеличивается тепловое воздействие панелей БФ на радиаторы.

Для сравнения обеих схем использовались результаты компьютерного моделирования теплового режима – тепловые расчеты.

Уравнение теплового баланса МКА для равновесного режима в общем виде можно представить выражением

$$Q_{вн} + Q_s + Q_{соб} + Q_{отр} + Q_{бф} = Q_{изл},$$

где $Q_{вн}$ – тепловыделение аппаратуры;

Q_s – прямое солнечное излучение

для схемы 1 $Q_s = A_s \times S \times F_s$,

для схемы 2 принимается $Q_s = 0$,

где A_s – коэффициент поглощения солнечного излучения;

S – солнечная постоянная, $S \sim 1400$ Вт/м²;

F_s – площадь миделя поверхности радиатора, засвечиваемая Солнцем;

$Q_{соб}$ – тепловой поток собственного излучения планеты

$$Q_{соб} = \frac{1 - A_{земли}}{4} Q_s \cdot \phi_1;$$

$A_{земли}$ – среднее альbedo Земли (принято $A_{земли} = 0.4$);

ϕ_1 – угловой коэффициент, характеризующий относительную величину теплового потока от планеты, воспринимаемую МКА;

$Q_{отр}$ – тепловой поток отражённого солнечного излучения

$$Q_{отр} = A_{земли} \times Q_s \times \phi_2,$$

ϕ_2 – комбинированный угловой коэффициент;

$Q_{бф}$ – тепловой поток, обусловленный влиянием батарей фотопреобразователей на радиаторы

для схемы 1 $Q_{бф} = 0$,

для схемы 2 величину $Q_{бф}$ можно рассчитать по следующей зависимости:

$$Q_{бф} = \varepsilon_{привед} \times \sigma \times \varphi_{бф-рад} \times F_{бф} \times T_{бф}^4,$$

$\varepsilon_{привед}$ – приведенная степень между стороной БФ, обращенной к радиатору и излучающей поверхностью радиатора;

σ – постоянная Стефана-Больцмана;

$\varphi_{бф-рад}$ – коэффициент взаимооблученности БФ и радиатора;

$F_{бф}$, $T_{бф}$ – площадь и температура БФ;

$Q_{изл}$ – излучаемая в космос радиаторами МКА тепловая энергия.

Значения величин $Q_{вн}$, $Q_{соб}$, $Q_{отр}$ для обеих схем практически одинаковы так как вторичное переизлучение потоков от Земли со стороны БФ для второго случая пренебрежимо малы. Таким образом, для сравнения схем необходимо сравнивать величины тепловых потоков Q_s и $Q_{бф}$.

В результате проведенных расчетов значения Q_s и $Q_{бф}$ оказались примерно равными, и, следовательно, излучаемая энергия, определяющая суммарную площадь радиаторов, для обеих схем одинакова.

С точки зрения обеспечения теплового режима КА на этапе выведения была выбрана схема 2, так как сложенные солнечные батареи блокируют излучение радиаторов.

На рисунке 2 показана тепловая сотовая панель платформы СС с установленными на ней радиаторами.

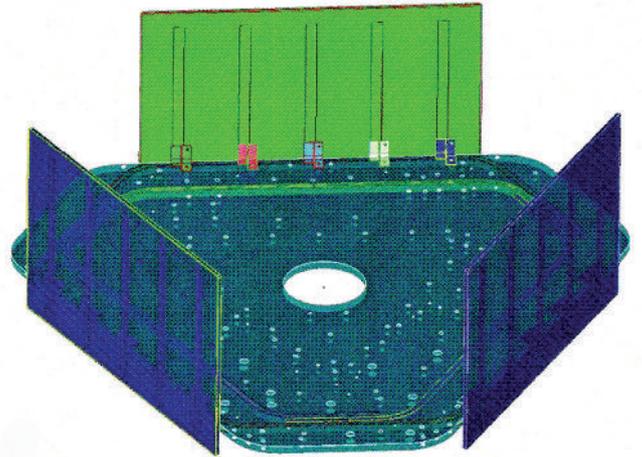


рисунок 2. ТСП платформы СС с радиаторами

На рисунке 3 показана форма и взаиморасположение тепловых труб, входящих в состав ТСП и радиаторов. Как видно из рисунка, внутри ТСП находятся четыре тепловые трубы (три образуют внутренний контур и одна – наружный). Все тепловые трубы кондуктивно связаны между собой. Внутри каждого радиатора находятся пять тепловых труб.

На рисунке 4 показан общий вид радиатора-излучателя СОТР платформы СС.

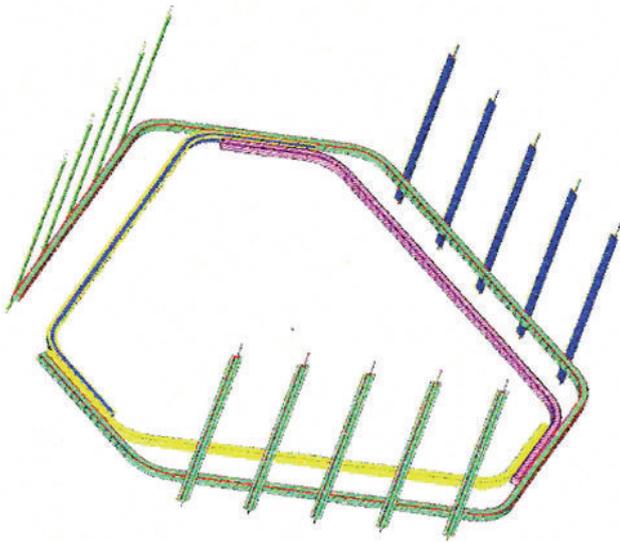


рисунок 3. Форма и взаиморасположение тепловых труб на ТСП и РИ

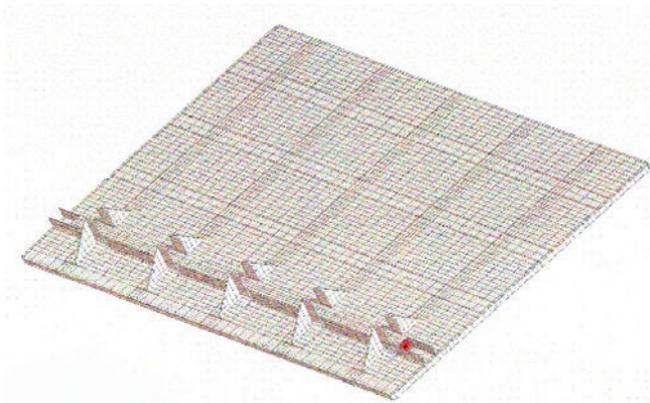


рисунок 4. Радиатор-излучатель СОТР платформы СС

Тепло от тепловых труб ТСП на тепловые трубы радиаторов передается кондуктивным способом через контактное термическое сопротивление, определяемое штатной конструкцией крепления радиаторов к ТСП.

СОТР платформы СС построена по компенсационной схеме, где теплостоки компенсируются тепловыделением аппаратуры и электронагревателями. Суммарная мощность ЭН, установленных на ТСП, составляет 43.4 Вт. Каждый нагреватель состоит из нескольких секций. Перечень нагрева-

таблица – Перечень нагревателей и их параметры

параметры электронагревателей			
место расположения	мощность, Вт	$T_{\text{вкл}}^{\circ\text{C}}$	$T_{\text{выкл}}^{\circ\text{C}}$
ТСП в зоне РТ (6 секций)	13.8	плюс 3	плюс 8
ТСП в зоне РТ (6 секций)	20.4	плюс 2	плюс 7
ТСП в зоне АБ (2 секции)	9.2	плюс 3	плюс 8
каркас (3 секции)	8.16	плюс 1	плюс 6
кронштейн ОСД	5.28	плюс 0	плюс 5

телей и их параметры представлены в таблице.

Секционирование нагревателей сделано с целью более равномерного распределения тепловой нагрузки, а распределение по группам – для возможности гибкого управления температурным режимом ТСП в случаях отключения аппаратуры или изменения внешней тепловой нагрузки. Такой подход к выбору схемы секционирования использовался в СОТР КА серии «Прогноз-М2» (проект «Интербол») (Ефремова Т.Н., Луженков В.В., Устинов С.Н., Финченко В.С., 2000), КА «Фобос-Грунт» (Гончаров К.А., Тулин Д.В., 2011).

Нагреватели включаются и выключаются автоматически по показаниям управляющих температурных датчиков (по три датчика на каждый нагреватель). Применение принципа автоматического управления электронагревателями повышает надежность СОТР в отсутствие активного управления с Земли и упрощает подготовку и проведение сеансов связи.

При снижении температуры до заданного уровня включается первая группа нагревателей, при дальнейшем понижении температуры включается вторая группа нагревателей. При повышении температуры до заданного уровня нагреватели отключаются. С учетом того, что пороговые значения температур включения и выключения нагревателей можно в полете изменять, появляется возможность достаточно гибко управлять температурным режимом ТСП и КА в целом.

3. СОТР платформы научной аппаратуры

Платформа научной аппаратуры появилась в составе МКА-ФКИ «Зонд-ПП» после принятия решения об установке дополнительных научных приборов.

Платформа НА конструктивно представляет собой раму из алюминиевого сплава.

В состав СОТР платформы НА входит электронагреватель мощностью 23 Вт, работающий по показаниям управляющих термодатчиков. Вся поверхность платформы закрыта экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ). Избыточная тепловая мощность отводится через тепловой контакт на ТСП служебных систем.

Электронагреватель включается автоматически по показаниям управляющих температурных датчиков, компенсируя теплосток через открытые поверхности приборов, в качестве которых выступают бленды оптических научных приборов.

4. Отработка теплового режима МКА

Отработка теплового режима МКА-ФКИ «Зонд-ПП» проводилась в следующем порядке:

- проведение автономных тепловых испытаний агрегатов СОТР (тепловые трубы, радиаторы

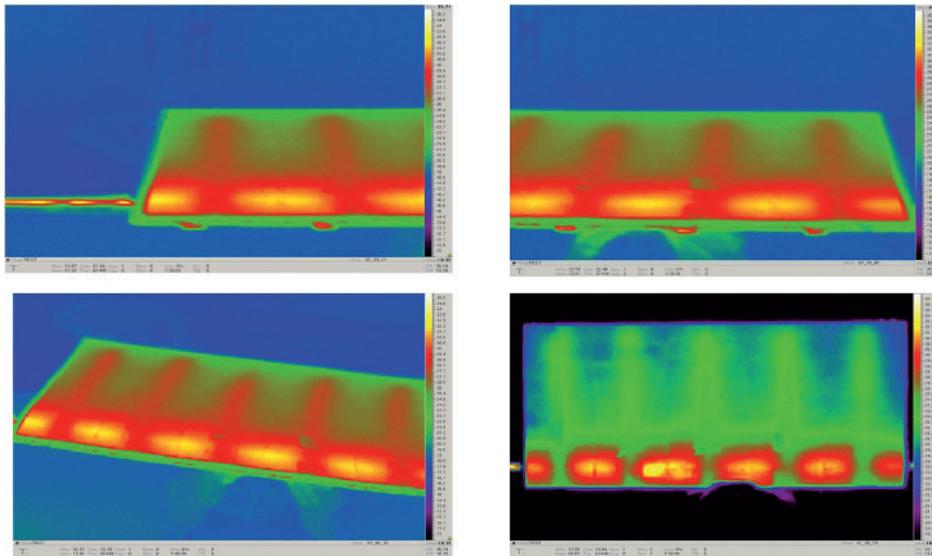


рисунок 5. Результаты измерений температурного поля радиатора

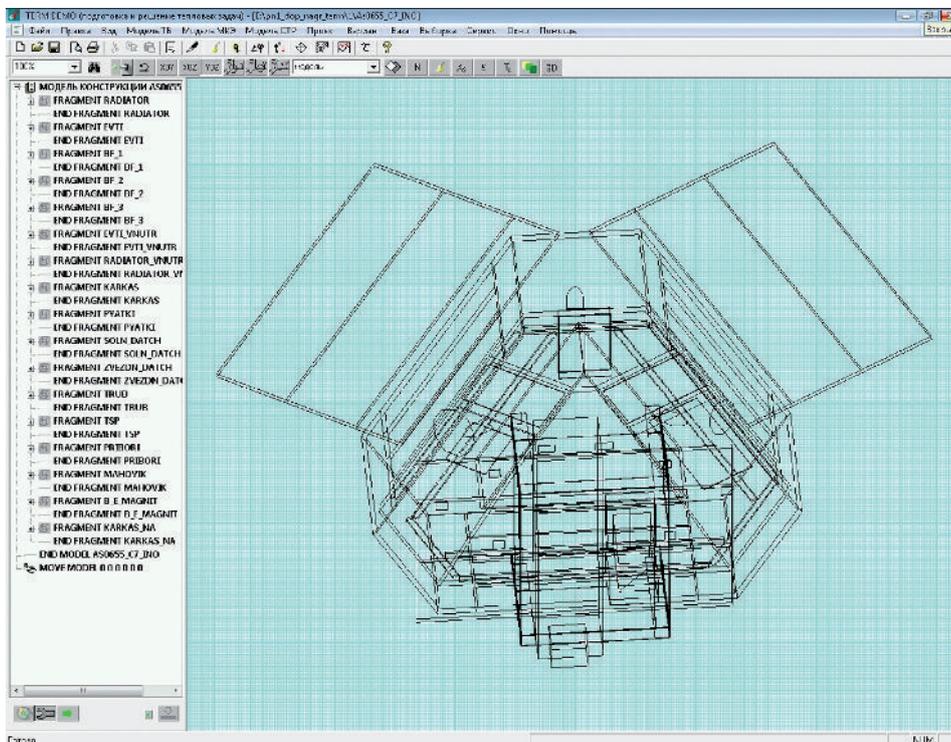


рисунок 6. Компьютерная тепловая модель МКА

- платформы СС);
- создание стенда для теплового компьютерного моделирования;
- на базе математической твердотельной модели КА создание тепловой компьютерной модели;
- расчетное определение температурных полей элементов конструкции и оборудования КА по тепловой компьютерной модели.

На рисунке 5 показаны качественные результаты измерений температурного поля радиатора, проведенных тепловизором в ходе автономных испытаний, где четко видны зоны размещения пяти тепловых труб радиатора и зона подвода тепла. Испытания позволили оценить эффективность радиатора и уточнить требования к контактному

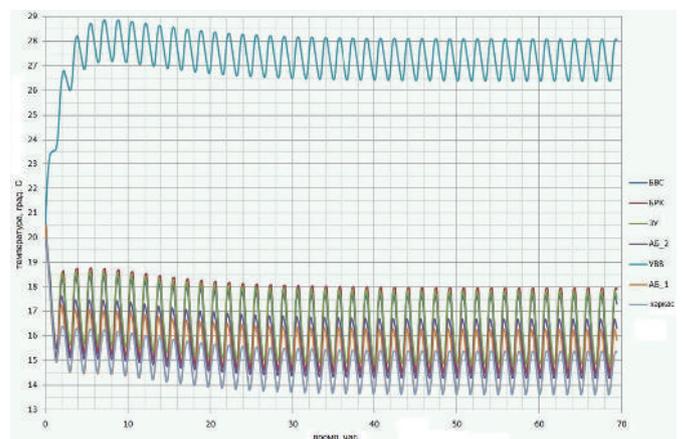


рисунок 7. Графики изменения температуры частей ТСП служебной аппаратуры

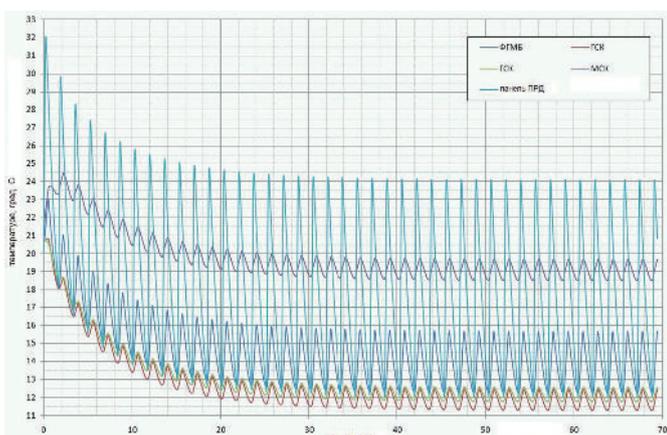


рисунок 8. Графики изменения температуры частей рамы ДПН

сопротивлению между радиатором и ТСП.

На рисунке 6 показана компьютерная тепловая модель МКА, созданная с использованием программного комплекса «ТЕРМ», разработанного ФГУП «ЦНИИМаш» (Альтов В.В., Залетаев С.В., 2011).

На рисунках 7, 8 в виде графиков представлены результаты расчета температур платформ СС и НА, проведенные с использованием данной модели.

Графики идентифицированы так же, как и приборы, расположенные над этими фрагментами ТСП и связанные с ними тепловой связью.

Графики идентифицированы так же, как и приборы, расположенные над этими фрагментами рамы и связанные с ними тепловой связью.

5. Результаты анализа летно-космических испытаний

В течение первого месяца эксплуатации на МКА-ФКИ «Зонд-ПП» проводилась отработка служебных систем. На начальном этапе орбитального полета возникла ситуация с временной потерей аппарата штатной ориентации, при которой в связи с возникшим дефицитом энергии на борту пришлось по команде с Земли на некоторое время заблокировать включение всех нагревателей. СОТР КА справилась с этой ситуацией, температура на ТСП платформы СС в зоне АБ не опустилась ниже минус 7 градусов. Это обстоятельство подтвердило правильность и эффективность выбранной схемы СОТР, ее состава и характеристик, обеспечивающих поддержание температуры КА даже в рассмотренных нештатных критических ситуациях.

В ходе дальнейшей эксплуатации МКА-ФКИ «Зонд-ПП» после ступенчатого включения научных комплексов возникла необходимость работать на разных уровнях температуры как платформы НА, так и платформы СС. Наличие групп нагревателей и возможность изменять температурные пороги их включения и отключения позволили успешно справиться с этой задачей.

На начальном этапе работы КА температуры ТСП платформы СС поддерживалась в диапазоне $8 \pm 3^\circ\text{C}$ определенной настройкой уровня температурного управления работой электронагревателей. После начала работ с приборами научного комплекса температурные уровни регулирования были изменены, что позволило поднять температуру на ТСП СС до уровня 19°C (допускается плюс 40°C), а за счет теплового контакта с ТСП НА и включения электронагревателя на ТСП НА температура на ней поддерживалась на уровне, обеспечивающем комфортные условия работы научных приборов.

заключение

В статье приводится описание основных принципов, заложенных в построение схемы СОТР МКА-ФКИ «Зонд-ПП», её структурный состав, в процессе компьютерного моделирования показана высокая степень работоспособности и управляемости СОТР, подтвержденная и при экспериментальной отработке на наземной экспериментальной базе.

Летно-космические испытания МКА-ФКИ «Зонд-ПП» показали, что СОТР аппарата справляется со своей задачей по поддержанию температуры всех элементов его конструкции и полезной нагрузки в заданных диапазонах.

Полученный опыт проектирования СОТР МКА-ФКИ «Зонд-ПП» может быть распространен на всю серию разрабатываемых в НПО им. С.А. Лавочкина МКА на базе космической платформы «Карат»: «Моника-Рэлек», «Конус», «Странник», «Арка» и др., а также рекомендован к использованию на предприятиях отрасли, разрабатывающих МКА подобного типа.

список литературы

Альтов В.В., Залетаев С.В. и др. Расчет теплового режима космических аппаратов в орбитальном полете. Пакет прикладных программ «Терм». Регистрационный № 4151 от 18.10.2011 г. ФАП. ФГУП ЦНИИМаш.

Гончаров К.А., Тулин Д.В. Фобос-Грунт. Проект космической экспедиции. НПО им. С.А. Лавочкина, ИКИ РАН. Т. 1. М., 2011. С. 209-225.

Ефремова Т.Н., Луженков В.В., Устинов С.Н., Финченко В.С. Об устройстве и алгоритме управления СОТР ИСЗ «Прогноз-М2» при прохождении теней Земли. Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, НПО им. С.А. Лавочкина: сб. научн. трудов. М.: Блок-Информ-Экспресс, 2000. Вып. 2. С. 97-100.

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

Статья поступила в редакцию 25.12.2012 г.

МЕТОД НАВИГАЦИИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ МЕЖПЛАНЕТНОЙ СТАНЦИИ НА КВАЗИСПУТНИКОВОЙ ОРБИТЕ В ЗАДАЧЕ ТРЕХ ТЕЛ НА ОСНОВАНИИ ОПТИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ



*А.Н. Чулин,
ФГУП «НПО им.
С.А. Лавочкина»,
Россия, Московская
область, г. Химки,
chulin@laspacespace.ru;
A.N. Chulin*

Исследуется задача определения параметров движения автоматической межпланетной станции (АМС) на квазиспутниковой орбите при полете к малым естественным спутникам планет. Задача решается путем поиска оптимальной по критерию наименьших квадратов траектории АМС в пространстве состояний с использованием в качестве граничных условий результатов измерений долготы и широты АМС в нескольких точках.

*Ключевые слова: навигация;
автоматическая межпланетная станция;
квазиспутниковая орбита.*

ВВЕДЕНИЕ

При полете автоматических межпланетных станций (АМС) к малым естественным спутникам планет возникает необходимость учитывать воздействие на АМС гравитационных полей двух притягивающих тел. Это имеет место в случаях, когда радиус сферы действия естественного спутника планеты слишком мал, чтобы осуществить выведение АМС на орбиту искусственного спутника. Примерами таких естественных спутников являются спутники Марса (Фобос и Деймос), Юпитера (Метида, Адрастея, Амальтея, Фива и др.), Сатурна (Пан, Атлас, Прометей, Пандора, Калипсо, Телесто и др.), Урана (Корделия, Офелия, Бьянка, Джульетта и др.) и Нептуна (Наяда, Таласса, Деспина, Галатей, Ларисса).

В этом случае траектория полета АМС вычисляется как решение ограниченной задачи трех тел (ОЗТТ), что существенно усложняет определение орбиты и прогнозирование движения АМС на основе навигационных измерений.

Целью настоящей работы является получение метода оценки траектории движения АМС относительно спутника планеты на основании траекторных измерений, выполняемых автономно на борту АМС, для осуществления в дальнейшем посадки в

A NAVIGATION METHOD FOR AN AUTOMATED INTERPLANETARY PROBE ON THE QUASI-SATELLITE ORBIT UNDER THREE-BODY PROBLEM BASING ON OPTICAL MEASUREMENTS

This article reviews a problem of determination of motion parameters of an automated interplanetary probe on the quasi-satellite orbit during the missions to the small natural planets' satellites.

This problem is solved by search of the optimal probe state-space trajectory according to the least-squares criteria, using results of the probe longitude and latitude measurements at several points as boundary conditions.

*Key words: navigation;
interplanetary probe;
quasi-satellite orbit.*

заданный район поверхности спутника. При этом общая схема сближения АМС со спутником и посадки на него является следующей:

- АМС выводится на квазиспутниковую орбиту (КСО) относительно спутника;
- на этой орбите средствами бортовой навигационной аппаратуры АМС осуществляются траекторные измерения, и по этой информации уточняются параметры орбиты;
- далее АМС с использованием уточнённых параметров орбиты выполняет посадку на поверхность спутника в заданной точке.

Таким образом, основной целью навигационных измерений является уточнение параметров фактической траектории АМС на участке полета по КСО для обеспечения заданных условий посадки на поверхность спутника.

Задача определения параметров движения космического аппарата по данным траекторных измерений (далее навигационная задача) исследуется, в частности, в работах (Аким Э.Л. и др., 1963; Эльсберг П.Е., 1976; Шишов В.А., 2008). В зависимости от соотношения размерностей векторов состояния и измерений различают два подхода к решению нави-

гационной задачи для космического полета:

- навигация по полному набору измерений, т.е. такому, при котором размерности векторов состояния и измерений совпадают;
- навигация по неполному набору измерений, т.е. в случае, когда размерность вектора измерений ниже размерности вектора состояний, с использованием протяженной мерной базы и уравнений движения космического аппарата в известном поле сил.

Второй подход представляет особый интерес из-за имеющихся технических ограничений на получение полного набора измерений. Как правило, решение навигационной задачи сводится здесь к вычислению набора инвариантов движения (элементов орбиты) на основании известных уравнений связи между элементами орбиты и компонентами вектора измерений в нескольких точках. Однако применение данного подхода к орбитам ОЗТТ затруднено из-за отсутствия для ОЗТТ решения в общем виде. Поэтому в настоящей работе применен метод определения параметров траектории АМС на основе численного решения системы дифференциальных уравнений движения.

1. Общая характеристика квазиспутниковых орбит

Квазиспутниковые орбиты (КСО) в задаче трех тел (ЗТТ) определяются как орбиты тел (называемых далее квазиспутниками), находящихся в орбитальном резонансе 1:1 относительно их среднего движения; при этом одно из тел совершает либрации по долготе относительно другого. Для случая ОЗТТ, как правило, под КСО понимают орбиту непритягивающего тела (далее – третьего тела), находящегося в орбитальном резонансе 1:1 с притягивающим телом меньшей массы (далее – второго тела). При этом в системе координат, связанной со вторым телом, КСО имеет вид периодической или квазипериодической орбиты вокруг начала координат.

Исследование устойчивости семейств орбит класса КСО для случая ОЗТТ приведено в (Ненон М., 1969), где показано, что периодические КСО в ОЗТТ являются устойчивыми при выполнении следующих условий:

- направление обращения третьего тела относительно второго обратно по отношению к направлению обращения второго тела относительно барицентра системы;
- орбита квазиспутника не является резонансной, т.е. не пересекается с орбитами, соответствующими орбитальным резонансам более высокой степени.

В рассматриваемой задаче в качестве первого тела выступает планета, в качестве второго тела – естественный спутник планеты, который в дальнейшем будем для краткости называть спутником.

Движение АМС в синодической системе координат (СинСК) представляется уравнениями Нехвила

$$\begin{aligned} \frac{d^2\xi}{d\vartheta^2} - 2\frac{d\eta}{d\vartheta} &= \frac{\partial\Omega}{\partial\xi}, \\ \frac{d^2\eta}{d\vartheta^2} + 2\frac{d\xi}{d\vartheta} &= \frac{\partial\Omega}{\partial\eta}, \\ \frac{d^2\zeta}{d\vartheta^2} &= \frac{\partial\Omega}{\partial\zeta}, \end{aligned} \quad (1)$$

$$\Omega = \rho \left\{ \frac{1}{2}(\xi^2 + \eta^2) - \frac{1}{2}e \cos \vartheta \zeta^2 + v^2 \left(\frac{m_0}{\rho_0} + \frac{m_1}{\rho_1} \right) \right\},$$

где $\xi = \rho x$, $\eta = \rho y$, $\zeta = \rho z$, x, y, z – синодические координаты АМС; $\rho_0 = \sqrt{(\xi - \xi_0)^2 + \eta^2 + \zeta^2}$; $\rho_1 = \sqrt{(\xi - \xi_1)^2 + \eta^2 + \zeta^2}$; $\rho = (1 + e \cos \vartheta)^{-1}$; $v^2 = \frac{p^3}{m_0 + m_1}$; e – эксцентриситет орбиты спутника;

ϑ – истинная аномалия спутника; p – фокальный параметр орбиты спутника; ξ_0, ξ_1 – безразмерные координаты планеты и спутника соответственно; m_0, m_1 – массы планеты и спутника соответственно.

Система (1) также представляется в пространстве состояний в виде

$$\frac{dX}{d\vartheta} = f(X), \quad (2)$$

где $X = [\xi \ \eta \ \zeta \ \dot{\xi} \ \dot{\eta} \ \dot{\zeta}]^T$ – вектор состояния;

$$f(X) = \begin{bmatrix} X_4 \\ X_5 \\ X_6 \\ 2X_5 + \partial\Omega/\partial X_1 \\ -2X_4 + \partial\Omega/\partial X_2 \\ \partial\Omega/\partial X_3 \end{bmatrix}.$$

Связь ϑ со временем выражается уравнением

$$d\vartheta = \frac{1}{\rho^2 p^{3/2}} d\tau,$$

где τ – безразмерное время.

Тогда цель исследования может быть сформулирована в следующем виде.

Даны:

динамическая система, выражаемая уравнением (2);

вектор измерений, связанный с вектором состояния X уравнением

$$U(\tau) = g(X(\tau)) + w(\tau),$$

где g – некоторая известная векторная функция векторного аргумента; $w(\tau)$ – случайный вектор с известным распределением (вектор ошибок измерений).

Требуется:

- оценить наблюдаемость X по данному вектору наблюдений U ;
- разработать метод оценки вектора состояния $X(\tau_0)$ по заданному набору измерений $\{U_k = U(\tau_k)\}$, где τ_k – последовательность моментов времени измере-

ний ($k = 1; 2; \dots; N$); N – число измерений; τ_0 – некоторый момент времени, к которому приводится результат оценки, или эпоха;

- определить схему измерений, обеспечивающую минимальную погрешность оценки вектора состояния $X(\tau_0)$ по данному набору наблюдений $\{U_k\}$.

2. Выбор структуры вектора измерений

В качестве первичных навигационных измерений могут использоваться:

- измерения дальности от АМС до поверхности спутника;
- измерения радиальной скорости АМС относительно поверхности спутника;
- измерения углового положения планеты и спутника относительно АМС (угломерные измерения).

Первые два метода предполагают использование активной радио- или лазерной локации и могут применяться только на относительно малом расстоянии от спутника до АМС в силу ограничений по потребляемой мощности навигационной аппаратуры. Возможна также оценка дальности до поверхности спутника по его видимому угловому размеру, однако при значительном удалении от спутника она дает недопустимо большие погрешности.

Исходя из этого, в качестве метода навигационных измерений в настоящей работе рассматриваются только угломерные измерения, которые осуществляются при помощи установленной на борту АМС оптической аппаратуры. В качестве примера такой аппаратуры рассматривается телевизионная система навигации и наблюдений (ТСНН) разработки ИКИ РАН (Аванесов Г.А. и др., 2009), состоящая из телевизионных камер с ПЗС-матрицами. Для привязки измерений ТСНН используются звездные датчики, определяющие ориентацию связанной системы координат АМС относительно второй экваториальной системы координат (ЭСК-2).

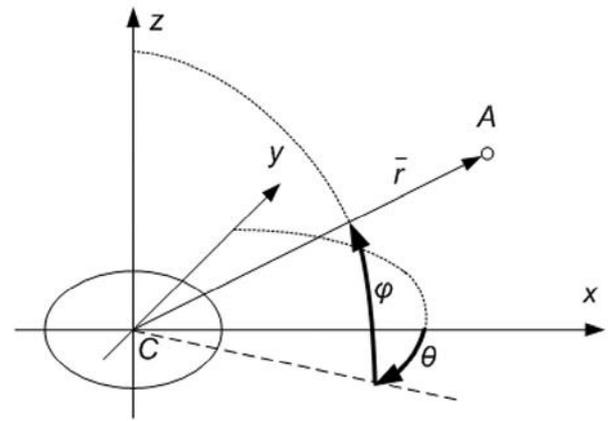
Результаты угломерных измерений могут быть представлены в сферических координатах, задающих угловое положение спутника относительно планеты и звезд в системе координат, связанной с АМС. Эти координаты могут быть преобразованы в сферические угловые координаты АМС θ, φ (рисунок 1). На рисунке обозначено:

A и C – положения АМС и центра масс спутника соответственно;

θ – угол между осью Sx СинСК и проекцией радиус-вектора АМС относительно C на плоскость Sxy СинСК, отсчитываемый по часовой стрелке, если смотреть с Северного полюса мира (угол западной долготы);

φ – угол между плоскостью Sxy СинСК и радиус-вектором АМС относительно C , отсчитываемый в сторону Северного полюса мира (угол широты).

Используемая система измерений позволяет определить угловое положение АМС относительно СинСК с погрешностью (3σ) не более 20 угловых



рисунк 1. Сферические координаты АМС

минут (Аванесов Г.А. и др., 2009).

Если дополнительно к угловым координатам АМС оценивать их производные по времени, то вектор измерений представляется в виде

$$U = [\theta \quad \varphi \quad \dot{\theta} \quad \dot{\varphi}]^T$$

и связан с вектором состояния уравнением

$$U = g(X),$$

где $X = [\xi \quad \eta \quad \zeta \quad \dot{\xi} \quad \dot{\eta} \quad \dot{\zeta}]^T$;

$$g(X) = \begin{bmatrix} \arg(X_1 - iX_2) \\ \arcsin \frac{X_3}{\rho} \\ \frac{X_2 X_4 - X_1 X_5}{X_1^2 + X_2^2} \\ \frac{X_6 - X_3 \rho^{-2} (X_1 X_4 + X_2 X_5 + X_3 X_6)}{\sqrt{X_1^2 + X_2^2}} \end{bmatrix}.$$

3. Проверка наблюдаемости вектора состояния по выбранному вектору измерений

Для оценки наблюдаемости (Kalman R.E., 1960) вектора состояния по выбранному вектору измерений принимаются следующие допущения:

- наклонением орбиты АМС и эксцентриситетом орбиты спутника пренебрегаем (при этом уравнения (1) могут быть заменены уравнениями плоской задачи Хилла);
- число измерений $N = 3$, при этом в одной из точек измерений (τ_1) оцениваются как θ, φ , так и $\dot{\theta}, \dot{\varphi}$; в остальных точках (τ_2 и τ_3) оцениваются только θ и φ .

При первом допущении и выбранном наборе измерений, условия наблюдаемости системы (2) эквивалентны условиям наблюдаемости системы, которая представляется в пространстве состояний в виде

$$\frac{dX'}{d\tau} = f'(X'), \quad (3)$$

$$U' = g'(X'),$$

где $X = [\xi \quad \eta \quad \dot{\xi} \quad \dot{\eta}]^T$ – вектор состояния;

$$U = \begin{cases} [\theta & \dot{\theta}]^T, & \tau = \tau_1 \text{ – вектор измерений;} \\ \theta, & \tau \neq \tau_1 \end{cases}$$

$$f'(X') = \begin{bmatrix} X_3 \\ X_4 \\ 2X_4 + (3 - (\rho')^{-3})X_1 \\ -2X_4 - (\rho')^{-3}X_2 \end{bmatrix};$$

$$g'(X) = \begin{cases} \begin{bmatrix} \arg(X_1 - iX_2) \\ X_1X_4 - X_2X_3 \\ X_1^2 + X_2^2 \end{bmatrix}, & \tau = \tau_1 \\ \arg(X_1 - iX_2), & \tau \neq \tau_1 \end{cases};$$

$$\rho' = (X_1^2 + X_2^2)^{1/2}.$$

Для оценки наблюдаемости системы (3) линеаризуем ее в окрестности номинальной орбиты АМС $X^*(t) = [\xi^* \ \eta^* \ \xi^* \ \eta^*]^T$, которую примем за невозмущенное движение.

Уравнения в возмущениях представляются в виде

$$X' = X^* + \Delta X;$$

$$U' = U^* + \Delta U;$$

где $U^* = g'(X^*)$;

$$\Delta X = [\Delta \xi \ \Delta \eta \ \Delta \dot{\xi} \ \Delta \dot{\eta}]^T;$$

$$\Delta U = [\Delta \theta \ \Delta \dot{\theta}]^T;$$

$$\Delta \xi = \xi - \xi^*; \dots; \Delta \dot{\eta} = \dot{\eta} - \dot{\eta}^*;$$

$$\Delta \theta = \theta - \theta^*; \Delta \dot{\theta} = \dot{\theta} - \dot{\theta}^*.$$

Тогда уравнения линеаризованной системы (3)

$$\Delta \dot{X} = \left[\frac{\partial f}{\partial X} \right]_{X=X^*} \Delta X + O(\|\Delta X\|^2) =$$

$$= A \Delta X + O(\|\Delta X\|^2) \approx A \Delta X;$$

$$\Delta U = \left[\frac{\partial g}{\partial X} \right]_{X=X^*} \Delta X + O(\|\Delta X\|) =$$

$$= C \Delta X + O(\|\Delta X\|^2) \approx C \Delta X,$$

где A, C – матрицы Якоби;

$$A(\tau) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \alpha(\tau) & \beta(\tau) & 0 & 2 \\ \beta(\tau) & \gamma(\tau) & -2 & 0 \end{bmatrix},$$

где

$$\alpha(\tau) = 3 - \frac{1}{(\rho^*)^3} + \frac{3(\xi^*)^2}{(\rho^*)^5}; \quad \beta(\tau) = \frac{3\xi^*\eta^*}{(\rho^*)^5};$$

$$\gamma(\tau) = -\frac{1}{(\rho^*)^3} + \frac{3(\eta^*)^2}{(\rho^*)^5};$$

$$\rho^* = \left((\xi^*)^2 + (\eta^*)^2 \right)^{1/2};$$

$$C(\tau) = C_1(\tau) =$$

$$= \begin{bmatrix} -\frac{\sin \theta^*}{\rho^*} & -\frac{\cos \theta^*}{\rho^*} & 0 & 0 \\ -\frac{\dot{\eta}^* - 2\xi^*\dot{\theta}^*}{(\rho^*)^2} & \frac{\xi^* - 2\eta^*\dot{\theta}^*}{(\rho^*)^2} & \frac{\eta^*}{(\rho^*)^2} & -\frac{\xi^*}{(\rho^*)^2} \end{bmatrix} -$$

при $\tau = \tau_1$;

$$C(\tau) = \begin{bmatrix} C_2(\tau) \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\sin \theta^*}{\rho^*} & -\frac{\cos \theta^*}{\rho^*} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} - \text{при}$$

$\tau \neq \tau_1$.

При $N=3$ критерий наблюдаемости системы (4) имеет вид (Kalman R.E., 1960)

$$D = \begin{vmatrix} C_1(\tau_1)F(\tau_0, \tau_1) \\ C_2(\tau_2)F(\tau_0, \tau_2) \\ C_2(\tau_3)F(\tau_0, \tau_3) \end{vmatrix} = D(\tau_1, \tau_2, \tau_3) \neq 0,$$

где D – определитель матрицы наблюдаемости; $F(\tau_0, \tau_i)$ – фундаментальная матрица системы (4).

На рисунках 2, 3 приведен пример зависимости $D(\tau_3/T)$, где T – сидерический период орбиты спутника, при фиксированном значении $\tau_0 = \tau_1$, совпадающем с временем прохождения АМС через плоскость $\xi O \zeta$, варьируемом значении τ_3 и значении τ_2 , равном $\tau_2 = (\tau_1 + \tau_3)/2$.

Как видно из рисунков, система (4) при данных условиях является наблюдаемой, за исключением конечного числа точек τ_3 .

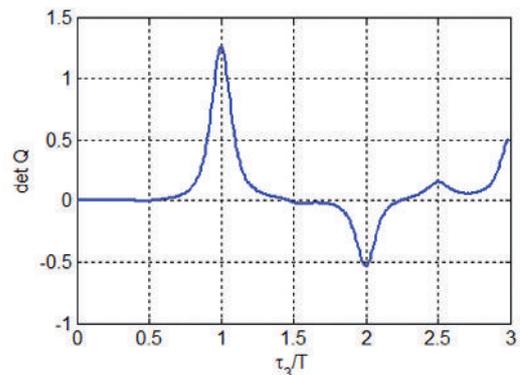


рисунок 2. Пример зависимости $D(\tau_3/T)$

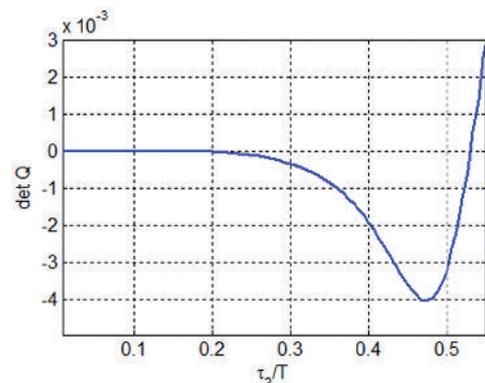


рисунок 3. Пример зависимости $D(\tau_3/T)$ (увеличенный масштаб)

4. Метод оценки вектора состояния

4.1. Оценка угловых координат АМС и их производных

Как следует из раздела 3, угловые координаты АМС (θ и φ) доступны непосредственно из измерений. В то же время для минимизации погрешности целесообразно применить к ним статистическую обработку, которая в предположении, что суммарные ошибки измерений являются некоррелированными нормально распределенными случайными величинами с нулевым математическим ожиданием, осуществляется методом наименьших квадратов (МНК).

Временные зависимости $\theta(\tau)$ и $\varphi(\tau)$ аппроксимируются разложением в ряд по ортогональным функциям с неизвестными коэффициентами

$$\theta(\tau) = \sum_{j=0}^{\infty} C_{\theta_j} \psi_j(\tau) \approx \sum_{j=0}^M C_{\theta_j} \psi_j(\tau),$$

$$\varphi(\tau) = \sum_{j=0}^{\infty} C_{\phi_j} \psi_j(\tau) \approx \sum_{j=0}^M C_{\phi_j} \psi_j(\tau),$$

где $\psi_j(\tau)$ – базисные функции, в качестве которых используются полиномы Чебышева 1-го рода; C_{θ_j} , C_{ϕ_j} – коэффициенты разложения; M – порядок разложения.

На основании измерений вычисляются оценки коэффициентов разложения, оптимальные по критерию наименьших квадратов:

$$\hat{C}_{\theta} = (\Psi^T \Psi)^{-1} \Psi^T \tilde{\theta} = \Psi^+ \tilde{\theta},$$

$$\hat{C}_{\phi} = (\Psi^T \Psi)^{-1} \Psi^T \tilde{\varphi} = \Psi^+ \tilde{\varphi},$$

$$\text{где } \hat{C}_{\theta} = \begin{bmatrix} \hat{C}_{\theta_0} \\ \vdots \\ \hat{C}_{\theta_M} \end{bmatrix}, \quad \hat{C}_{\phi} = \begin{bmatrix} \hat{C}_{\phi_0} \\ \vdots \\ \hat{C}_{\phi_M} \end{bmatrix} \text{ – векторы оценок}$$

коэффициентов разложения; $\Psi = [\psi_j] = [\psi_j(\tau_i)]$ – матрица значений базисных функций в точках измерений; Ψ^+ – псевдообратная матрица Мура – Пенроуза для матрицы Ψ ; $\tilde{\theta} = \begin{bmatrix} \tilde{\theta}(\tau_1) \\ \vdots \\ \tilde{\theta}(\tau_{N_1}) \end{bmatrix}$, $\tilde{\varphi} = \begin{bmatrix} \tilde{\varphi}(\tau_1) \\ \vdots \\ \tilde{\varphi}(\tau_{N_1}) \end{bmatrix}$ –

векторы измерений:

$$\tilde{\theta}(\tau_i) = \theta(\tau_i) + \delta\theta_i,$$

$$\tilde{\varphi}(\tau_i) = \varphi(\tau_i) + \delta\phi_i,$$

где $\delta\theta_i$, $\delta\phi_i$ – погрешности измерений θ и φ в моменты τ_i соответственно.

Исходя из полученных оценок коэффициентов разложения вычисляются оценки временных зависимостей $\theta(\tau)$ и $\varphi(\tau)$, а также их производных по времени:

$$\hat{\theta}(\tau) = \sum_{j=0}^M \hat{C}_{\theta_j} \psi_j(\tau); \quad \hat{\phi}(\tau) = \sum_{j=0}^M \hat{C}_{\phi_j} \psi_j(\tau);$$

$$\dot{\hat{\theta}}(\tau) = \sum_{j=0}^M \hat{C}_{\theta_j} \dot{\psi}_j(\tau); \quad \dot{\hat{\phi}}(\tau) = \sum_{j=0}^M \hat{C}_{\phi_j} \dot{\psi}_j(\tau);$$

где $\hat{\theta}(\tau)$, $\hat{\phi}(\tau)$, $\dot{\hat{\theta}}(\tau)$, $\dot{\hat{\phi}}(\tau)$ – оценки временных зависимостей $\theta(\tau)$ и $\varphi(\tau)$ и их производных соответственно.

4.2. Оценка вектора состояния

Поскольку элементы вектора состояния непосредственно из измерений недоступны, для их оценки применяется следующий подход.

Если известен набор наблюдений $\{U_k = U(\tau_k)\}$, то задача оценки вектора состояния сводится к задаче поиска решения системы дифференциальных уравнений (2), удовлетворяющего краевым условиям

$$U_k = \begin{bmatrix} \hat{\theta}_k & \hat{\phi}_k & \dot{\hat{\theta}}_k & \dot{\hat{\phi}}_k \end{bmatrix}^T, \quad k = 0; \dots; N-1. \quad (5)$$

Данная задача имеет единственное решение в окрестности невозмущенного движения, при $N \geq 2$. Однако, учитывая необходимость большого числа измерений для получения каждого значения угловых скоростей, целесообразно ограничиться их оценкой только в одной точке, соответствующей одной из границ интервала $[\tau_0; \tau_k]$. Если принять для определенности, что угловые скорости оцениваются только в точке τ_0 , краевые условия представляются в виде

$$U_k = \begin{cases} \begin{bmatrix} \hat{\theta}_k & \hat{\phi}_k & \dot{\hat{\theta}}_k & \dot{\hat{\phi}}_k \end{bmatrix}^T, & k = 0 \\ \begin{bmatrix} \hat{\theta}_k & \hat{\phi}_k \end{bmatrix}^T, & k = 1; \dots; N-1 \end{cases}. \quad (6)$$

Тогда задача имеет единственное решение в окрестности невозмущенного движения, при $N \geq 3$.

В силу приведенных соображений, в настоящей работе краевые условия задаются в форме (6). Начальные условия по угловым координатам и их производным $\theta(\tau_0)$, $\varphi(\tau_0)$, $\dot{\theta}(\tau_0)$ и $\dot{\varphi}(\tau_0)$ считаются известными.

С учетом погрешности измерений вместо решения системы (2), удовлетворяющего (6), будем искать приближение к нему, оптимальное по критерию наименьших квадратов:

$$\Phi = \left\{ \begin{array}{l} \sum_k [\bar{\theta}(\tau_k) - \hat{\theta}(\tau_k)]^2 + \\ + \sum_k [\bar{\varphi}(\tau_k) - \hat{\varphi}(\tau_k)]^2 \end{array} \right\} \rightarrow \min, \quad (7)$$

где $\bar{\theta}$, $\bar{\varphi}$ – оценки угловых координат, вычисляемые из решения краевой задачи; $\hat{\theta}$, $\hat{\varphi}$ – оценки угловых координат, полученные в результате обработки измерений в соответствии с подразделом 4.1.

5. Моделирование

Для проверки работоспособности разработанных алгоритмов выполняется моделирование на примере движения АМС по КСО в системе Марс – Фобос. Также целью моделирования является оценка точности решения навигационной задачи при ошибках измерений, близких к реальным.

Для моделирования выбирается пучок траекторий в окрестности периодической КСО со следующими характеристиками:

- большая полуось: (94 ± 17) км;
- малая полуось: (50^{+1}_{-3}) км;
- наклонение: $\pm 0,6^\circ$.

Номинальные значения соответствуют периодической орбите, которая принимается за невозмущенное движение; допуски соответствуют возмущенным орбитам, которые в общем случае являются квазипериодическими. Вид невозмущенной и возмущенной орбит приведен на рисунке 4.

Для любой орбиты выбирается множество моментов времени, в которые выполняются измерения, $\{\tau_m\}$, $m = 1, \dots, N$, и вычисляются соответствующие им расчетные значения измерений $\theta(\tau_m)$, $\phi(\tau_m)$.

К расчетным значениям добавляются ошибки измерений

$$\tilde{\theta}(\tau_m) = \theta(\tau_m) + \delta\theta_m, \quad \tilde{\phi}(\tau_m) = \phi(\tau_m) + \delta\phi_m,$$

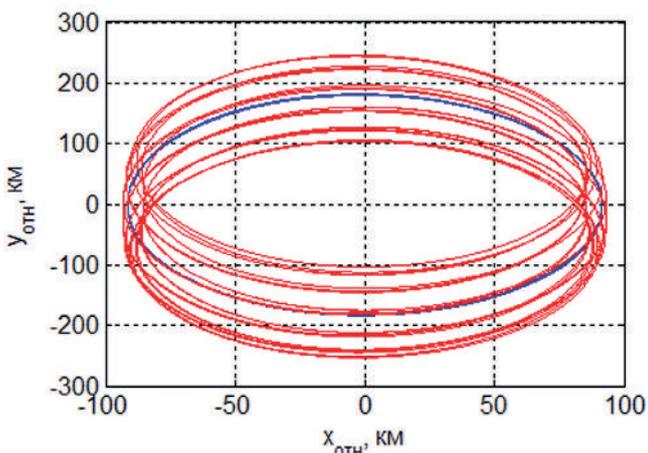
где $\delta\theta_m$, $\delta\phi_m$ задаются при помощи генератора нормально распределенных псевдослучайных чисел с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратическим отклонением $20'$.

Из множества $\{\tau_k\}$ выбирается подмножество $\{\tau_i\}$, $i=1, \dots, N_i (N_i < N)$, на котором вычисляются оценки угловых координат $\hat{\theta}(\tau_0)$, $\hat{\phi}(\tau_0)$ и их производных $\hat{\dot{\theta}}(\tau_0)$, $\hat{\dot{\phi}}(\tau_0)$, где τ_0 – середина интервала $[\inf\{\tau_i\}; \sup\{\tau_i\}]$. Для полученных оценок вычисляются их погрешности.

Методом Хука – Дживса ищется решение $\hat{X}(\tau)$ системы дифференциальных уравнений (2), удовлетворяющее критерию (7), где в качестве τ_k при $k>0$, выбираются элементы множества $\{\tau_m\} / \{\tau_i\}$.

Для полученного решения вычисляются погрешности полученных оценок дальности $\hat{r}(\tau_0)$, $\hat{r}(\tau_N)$ и радиальной скорости $\hat{\dot{r}}(\tau_0)$, $\hat{\dot{r}}(\tau_N)$, где $\hat{r} = (\hat{X}_1^2 + \hat{X}_2^2 + \hat{X}_3^2)^{1/2}$; $\hat{\dot{r}} = (\hat{X}_1\hat{X}_4 + \hat{X}_2\hat{X}_5 + \hat{X}_3\hat{X}_6) / \hat{r}$.

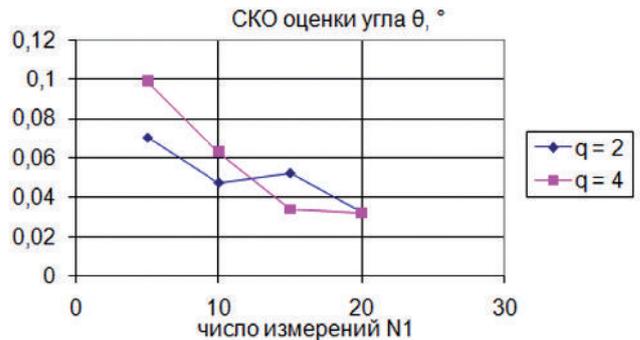
Моделирование повторяется для разных орбит, отличающихся друг от друга начальными условиями, и вычисляются среднеквадратические ошибки (СКО) оценок $\hat{\theta}(\tau_0)$, $\hat{\phi}(\tau_0)$, $\hat{\dot{\theta}}(\tau_0)$, $\hat{\dot{\phi}}(\tau_0)$, $\hat{r}(\tau_0)$, $\hat{r}(\tau_N)$, $\hat{\dot{r}}(\tau_0)$, $\hat{\dot{r}}(\tau_N)$.



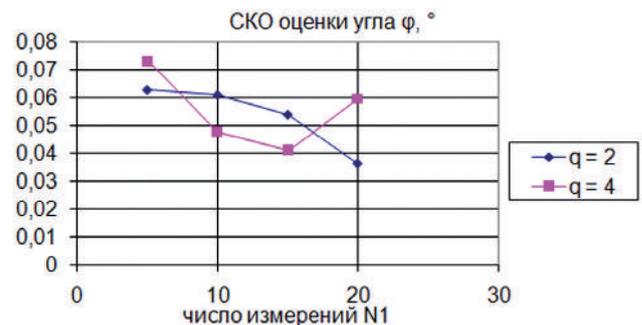
рисунк 4. Вид невозмущенной и возмущенной квазиспутниковых орбит

5.1. Моделирование процесса оценки угловых координат и их производных (получения начальных условий для решения краевой задачи)

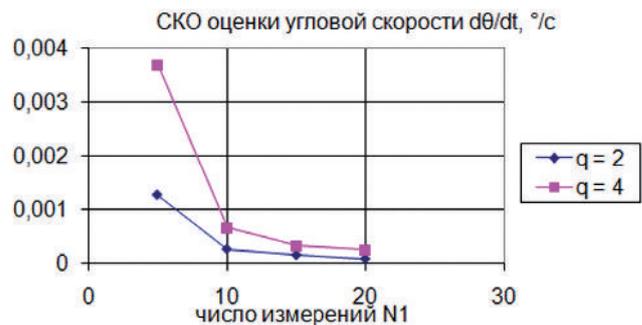
Результаты моделирования представлены на рисунках 5-8, где $N1$ – число измерений, используемое для построения аппроксимации угловых координат рядом по полиномам Чебышева; q – максимальная степень полинома Чебышева, удерживаемая в аппроксимации.



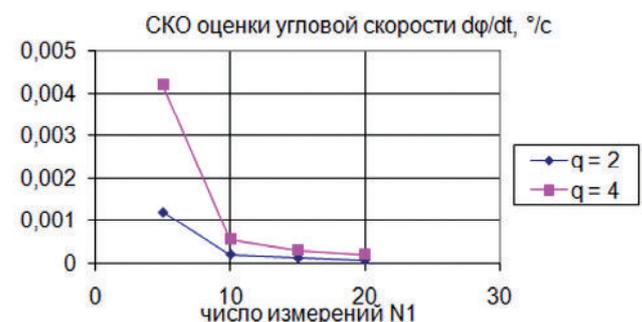
рисунк 5. СКО оценки угла θ



рисунк 6. СКО оценки угла ϕ



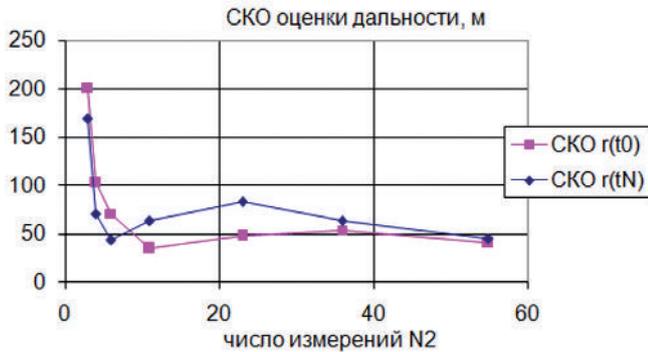
рисунк 7. СКО оценки скорости изменения угла θ



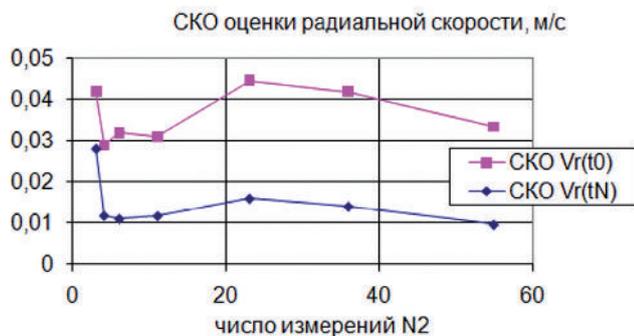
рисунк 8. СКО оценки скорости изменения угла ϕ

5.2. Моделирование процесса оценки дальности и радиальной скорости (процесса решения краевой задачи)

Результаты моделирования представлены на рисунках 9, 10, где N_2 – число точек, в которых задаются краевые условия.



рисунки 9. СКО оценки дальности



рисунки 10. СКО оценки радиальной скорости

6. Анализ результатов моделирования

Результаты моделирования, представленные на рисунках 5–10, подтверждают применимость предложенного метода решения навигационной задачи. При заданных погрешностях измерения обеспечивается определение орбиты АСН со следующими ошибками (3σ):

- широты и долготы: $0,12^\circ$;
- скоростей изменения широты и долготы: $10^{-3} \text{ }^\circ/\text{с}$;
- дальности: 200 м;
- радиальной скорости: $0,04 \text{ м/с}$.

Как видно из рисунков 5–8, СКО оценок угловых координат и их производных убывает с ростом числа учитываемых измерений, что полностью соответствует закону больших чисел. При этом увеличение максимальной степени полинома Чебышева, удерживаемой в аппроксимации, не приводит к снижению СКО оценок, что позволяет ограничиться на практике достаточно низкими степенями полинома.

Как видно из рисунков 9, 10, СКО оценок дальности и радиальной скорости на основании решения краевой задачи также убывает с ростом числа учитываемых измерений. В то же время, начиная с

определенного значения, дальнейшее увеличение числа измерений не приводит к снижению погрешностей, вследствие того, что они ограничены «снизу» погрешностями оценок угловых координат и их производных в точке τ_0 .

заклЮчение

1. Разработан метод автономного определения параметров движения на борту АМС, находящейся на квазиспутниковой орбите. Метод применим для естественных спутников Марса (Фобос и Деймос), Юпитера (Метида, Адрастея, Амальтея, Фива), Сатурна (Пан, Атлас, Прометей, Пандора, Калипсо, Телесто), Урана (Корделия, Офелия, Бьянка, Джульетта) и Нептуна (Наяда, Таласса, Деспина, Галатея, Ларисса).

2. Метод позволяет определить орбиту на одном витке и подготовит навигационные данные для выполнения посадки на поверхность спутника.

3. По мере развития возможностей бортовых вычислительных комплексов на борту АМС может быть использована более точная модель движения КА на квазиспутниковой орбите. В этом случае предложенный метод позволит формировать начальное приближение для более точного метода определения координат АМС.

список литературы

Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Краснопецева Е.Б. Задачи, решаемые телевизионной системой навигации и наблюдения в проекте «Фобос-Грунт» // Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». Таруса, 22-25 сентября 2008: сб. трудов. ИКИ РАН, 2009. С. 239-250.

Аким Э.Л., Энеев Т.М. Определение параметров движения космического аппарата по данным траекторных измерений // Космические исследования, 1963. 1. Вып. 1. С. 5-50.

Тучин А.Г. Проектирование квазисинхронных орбит космического аппарата вокруг Фобоса для решения задачи посадки на его поверхность // Космические исследования, 2008. Т. 46, № 6. С. 536-546.

Шишов А.Г. Определение параметров движения КА и Фобоса в проекте Фобос-Грунт // Астрономический вестник, 2008. Т. 42, № 4. С. 341-350.

Эльясберг П.Е. Определение движения по результатам измерений. М.: Наука, 1976. 416 с.

Henon M. Numerical Exploration of the Restricted Problem. V. Hill's Case: Periodic Orbits and Their Stability // Astronomy and Astrophysics, 1969. Vol. 1. P. 223-238.

Kalman R.E. On the General Theory of Control Systems // Proc. First IFAC Congress Automatic Control, Moscow, 1960. London, Butterworths. Vol. 1. P. 481-492.

Статья поступила в редакцию 07.12.2012 г.

КОЛИЧЕСТВЕННАЯ ОЦЕНКА ПОКАЗАТЕЛЯ НАДЕЖНОСТИ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЯХ



В.В. Белова,
аспирант*,
post@rsce.ru;
V.V. Belova**

QUANTITATIVE ASSESSMENT OF THE RELIABILITY FOR THE SPACECRAFT THERMAL CONTROL SYSTEM DURING ELECTRICAL TESTING



В.М. Филин,
профессор, доктор
технических наук*
post@rsce.ru;
V.M. Filin**

Рассматривается задача построения динамической модели надежности системы обеспечения теплового режима (СОТР) транспортного грузового корабля (ТГК) «Прогресс» на основе логико-вероятностной методологии дерева отказов, реализованной в программном комплексе Relex. Результаты моделирования предлагается использовать для построения инженерной методики количественной оценки надежности СОТР ТГК «Прогресс» на этапе электрических испытаний.

Ключевые слова: этап электрических испытаний; модель надежности; динамические вершины деревьев отказов.

ВВЕДЕНИЕ

Проблема надёжности эволюционирует в новой формулировке на каждом новом этапе развития техники. Система обеспечения качества и надежности космических систем, комплексов и образцов ракетно-космической техники в нашей стране создавалась в период 1960-1980 гг. и, в целом, соответствует мировым стандартам. В настоящее время используемый в России методологический подход к оценке и контролю надежности РКТ (ГОСТ, 2005) аналогичен методологии, используемой в США. В связи с внедрением в ОАО РКК «Энергия» программного обеспечения Relex (Relex 2011), представленного на российском рынке компанией РТС (Общие ресурсы РТС, 2011) для управления качеством, надёжностью и рисками изделий корпорации, появилась возможность автоматизации задач анализа

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

In the article presents the problem of constructing a dynamic model of the reliability for the thermal control system (TCS) of «Progress» cargo transportation spacecraft.

Model is founded on the basis of logical and probabilistic fault tree methodology, implemented in the software package Relex.

The simulation results is proposed to use for the construction of an engineering methodology for reliability quantifying of TCS «Progress» cargo transportation spacecraft during electrical testing.

Key words: stage of electrical testing; reliability model; dynamic fault-trees.

и контроля надёжности космического аппарата (КА) и его систем на этапе комплексных электрических испытаний (КЭИ).

Основной задачей КЭИ является проверка работоспособности всех систем полномасштабного изделия при ограничениях на ресурс приборов и время испытаний. Анализ и контроль надежности по результатам испытаний возможен только после проведения испытаний на функционирование. Надежность на этапе КЭИ не оценивается, так как в ГОСТе нет требований на промежуточные показатели надежности (ПН) (их выбор представляет отдельную задачу), а есть лишь рекомендации. Применение только качественных методов для оценки надежности (если соблюдены все технологические процессы, то отказов не будет) на эта

** ОАО «Rocket and Space Corporation «Energia» after S.P. Korolev», Russia, Moscow region, Korolev.

пе КЭИ является недостаточным. Все испытываемые системы КА являются структурно-сложными техническими системами (ССТС) и обладают рядом особенностей. К таким особенностям относятся: реализация разнообразных способов резервирования (структурного, временного, алгоритмического); возможность возникновения нескольких несовместных видов отказов элементов, блоков, устройств, приводящих, при определенной кратности и последовательности возникновения, к различным последствиям на системном уровне; наличие скрытых и явных отказов (Викторова В.С., Степанянц А.С., 2011). Важное место в ряду служебных систем КА, являющихся ССТС, занимает СОТР: она имеет блочную структуру, взаиморезервирующие блоки, в отдельных блоках применяется внутреннее резервирование. Таким образом, задача количественного анализа надежности СОТР КА на этапе КЭИ может быть поставлена как задача количественного анализа надежности ССТС с учетом ограничений и особенностей этого этапа.

1. Общая постановка задачи

Задачу количественного анализа надежности ССТС по выбранному ПН будем рассматривать как дополнительную к основной задаче КЭИ. Она имеет смысл

лишь при учете и имитации всех возможных, в том числе редких, событий. В качестве ПН рассматривается вероятность безотказной работы (ВБР) системы за прогнозируемое время (при ограничениях на объем испытаний). Для моделирования видов отказов в заданные периоды функционирования на этапе КЭИ необходима методика, которая предполагает выбор метода и построение модели надежности. Выбор метода определяется его реализацией в современных программных комплексах (ПК) по анализу надежности и действующими стандартами в области количественной оценки надежности. Для инженерного применения требуется динамическая модель надежности, которая позволит вычислить все интересующие ПН. Методика должна быть применима к любой системе КА.

2. Обоснование метода и его реализация в современных программных комплексах

Методы анализа надежности, рекомендованные ГОСТом, стандартами ИСО (ISO) и МЭК (IEC), приведены в таблице 1. В столбце «название метода» приведено краткое название метода и его сокращенное название на английском языке. В столбце «подходит для сложных систем» приведена характеристика метода

таблица 1 – Основные методы анализа надежности

название метода	подходит для сложных систем	таблица 1 ГОСТ Р 51901.5-2005	
		качественный	количественный
исследование опасности и работоспособности (HAZOP)	да	анализ причин и последствий отклонений	не применим
анализ видов и последствий отказов (FMEA)	может использоваться для анализа простых систем, не рекомендуется использовать как автономный метод	анализ воздействия отказов	вычисление интенсивности отказов (и критичности системы)
анализ дерева неисправностей (FTA)	да	анализ комбинации неисправностей	вычисление показателей безотказности, работоспособности и комплексных показателей надежности
анализ дерева событий (ETA)	может использоваться для анализа простых систем, не рекомендуется использовать как автономный метод	анализ последствий отказов	вычисление интенсивности отказов
анализ структурной схемы надежности (RBD)	может использоваться для анализа простых систем, не рекомендуется использовать как автономный метод	анализ путей работоспособности	вычисление показателей безотказности и комплексных показателей надежности
марковские модели (Markov)	да	анализ последовательности отказов	вычисление показателей безотказности и комплексных показателей надежности
статистические методы надежности (Monte-Carlo)	да	анализ воздействия неисправности	вычисление показателей безотказности с неопределенностью
анализ влияния человеческого фактора (HRA)	да	анализ воздействия человека на работу системы	вычисление вероятностей ошибок человека
обзор данных по эксплуатации (FRACAS)	FRACAS – Failure Reporting, Analysis and Corrective Actions System (система сбора данных об отказах и проведение корректирующих действий)		

КОЛИЧЕСТВЕННАЯ ОЦЕНКА ПОКАЗАТЕЛЯ НАДЕЖНОСТИ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЯХ

согласно данным таблицы 2 (Характеристики методов анализа надежности) стандарта (ГОСТ, 2005) с позиций их применения в сложных системах. В столбце «таблица 1 ГОСТ Р 51901.5-2005» приведены краткие характеристики методов согласно данным таблицы 1 (Использование методов для решения общих задач анализа надежности) стандарта (ГОСТ, 2005) с позиций их применения в качественном и количественном анализе.

Перечень зарубежных ПК по расчету надежности приводится на сайтах разработчиков фирм: A.L.D.Group (Израиль), Isograph (Великобритания), RELEX (Rel-ex software Corporation, США) (Общие ресурсы РТС, 2011), Item Software (США), RELCON AB (Швеция), PHMTechnology (Австралия). В России применяется ряд отечественных ПК: АСМ СЗМА, АСОНИКА. В зарубежных ПК реализованы все методы, приведенные в

таблица 2 – Список вершин и событий модуля ДО ПК Relex

вершина (пиктограмма Relex)	название	описание	модель дерева отказов
	AND	логическое И	монотонная (когерентная)
	OR	логическое ИЛИ	монотонная (когерентная)
	NAND	логическое И-НЕ	
	NOR	логическое ИЛИ-НЕ	
	NOT	логическое НЕ	немонотонная (некогерентная)
	VOTING (m/n)	m/n голосование (мажоритарный выбор)	
	INHIBIT	логическое И с запрещающим входом (ингибиторное И)	
	XOR	исключающее ИЛИ	немонотонная (некогерентная)
	PAND (Priority AND)	приоритетное И (динамический оператор)	динамическая
	FDEP (Functional Dependency Gate)	функциональная зависимость (динамический оператор)	динамическая
	SPARE	резервирование учитывает состояние резерва, в частности, нагруженности (динамический оператор)	динамическая
	SEQ (Sequence Enforcing Gate)	принудительная последовательность, учитывает последовательность возникновения событий (динамический оператор)	динамическая

таблице 1. В настоящее время получили широкое распространение основные виды логико-вероятностных методов (ЛВМ) на основе: дерева отказов (ДО), дерева событий (ДС), блок-схем надежности.

Анализ ГОСТ 27.X групп 1-5 показал, что методы анализа надежности на промежуточных этапах комплексной экспериментальной отработки КА не рассматриваются, но для количественной оценки метод анализа дерева неисправностей (АДН, FTA) (ГОСТ, 2011) может быть применен на любом этапе, в том числе КЭИ. Как видно из таблицы 1, этот метод рекомендуется в качестве основного для анализа надежности сложных систем. При количественном методе в процессе детального АДН полностью моделируют изделие, процесс или систему и оценивают вероятности возникновения базовых событий, неисправностей или событий, выявленных в ходе анализа. АДН был разработан американским ученым Х. Уинстоном еще 1961-1962 гг. и получил широкое распространение для анализа причин отказов статичных систем. Однако можно расширить АДН, задав дополнительные (динамические) операторы, представляющие собой марковские модели. Согласно (ГОСТ, 2011) этот метод называется методом динамического дерева неисправностей (отказов) (Dynamic Fault Tree Analysis, DFTA) и не является самостоятельным, так как «... является модификацией метода FTA». АДН с логико-динамическими операторами представляет собой уже метод, относящийся к классу динамических моделей (Викторова В.С., Степанянц А.С., 2011). Современные методы анализа DFTA более широко используют результаты марковского моделирования. В дальнейшем изложении будем использовать вместо АДН обозначение АДО (анализ дерева отказов), так как под рассматриваемым событием будет пониматься отказ.

В ПК Relex реализованы несколько методов математического моделирования: ЛВМ ДО, ЛВМ блок-схем, марковские методы, статистическое моделирование; выполняются вычисления вероятностных характеристик системы. Реализуются как точные методы, основывающиеся на представлении логики дерева бинарными диаграммами, так и приближенные методы, основывающиеся на определении минимальных сечений. Модуль ДО ПК Relex лишен недостатков и ограничений классических ДО за счет введения новых логико-динамических операторов (вершин), учитывающих зависимость событий, временные соотношения, приоритеты. В таблице 2 приведен список вершин и событий, реализованных в модуле ДО ПК Relex.

Набор вершин OR, AND, XOR, NOT не позволяет проводить полноценный анализ надежности, так как с их помощью нельзя описать развертывание во времени моделируемой ситуации. ДО, в которые входят операторы, учитывающие развитие процесса возникновения базовых событий во времени, называются динамическими деревьями отказов (ДДО). Возможность построения динамических моделей надежности с помощью ДДО обеспечивается введением в них четырех специальных вершин: «приоритетное И»: PAND (Priority AND Gate), «принудительная последовательность»:

SEQ (Sequence Enforcing Gate), «резервирование»: SPARE (Spare Gate), «функциональной зависимости» FDEP (Functional Dependency Gate). Некоторые примеры построения ДДО с использованием модуля ДО ПК Relex приведены в работе (Викторова В.С., Степанянц А.С., 2011). Таким образом, реализацией динамической модели надежности ССТС в общей постановке задачи может служить моделирование построенного ДДО этой системы с использованием модуля ДО ПК Relex. Рассмотрим решение задачи на примере системы управления СОТР ТГК «Прогресс».

3. Система управления системой обеспечения теплового режима транспортного грузового корабля «Прогресс»

В состав системы управления СОТР ТГК «Прогресс» входят следующие каналы управления (КУ): регулятором расхода жидкости (РРЖ); электронасосными агрегатами (ЭНА): ЭНА1, ЭНА2, ЭНА3 и газожидкостным агрегатом приборного отсека (ГЖА НПО); вентиляторами приборного отсека (ВПО) и газожидкостным агрегатом бытового отсека (ГЖА БО); жидкостным нагревателем (ЖЭН); вентилятором воздуховода и электронагревателем (ВН).

КУ РРЖ. Предназначен для регулирования температуры теплоносителя в гидромагистральной СОТР в заданном диапазоне путем перераспределения потока теплоносителя через наружный радиатор, осуществляемого с помощью специальной заслонки, входящей в состав РРЖ. Управление положением заслонки РРЖ осуществляется блоком усилителя коммутатора УКТ-98 по сигналу с датчика температуры жидкости (ДТЖ).

КУ ЭНА1, ЭНА2, ЭНА3. Включает таходатчик, встроенный в электродвигатель каждого из двух насосов, входящих в состав ЭНА1, ЭНА2, ЭНА3, и входящие в состав блока автоматических переключателей БАП-01 два устройства диагностики режима двигателя насосов ЭНА с силовыми коммутационными элементами для обеспечения коммутации питания насосов.

КУ ГЖА НПО. Автомат переключения, входящий в состав каждого из двух вентиляторов ГЖА, формирует сигнал аварийной работы в блок БАП-01, в результате чего происходит автоматическое выключение основного вентилятора (В1) и включение резервного (В2). В случае аварии В2 происходит его выключение.

КУ вентиляторами ВПО и ГЖА БО. Осуществляется блоком БАП-02, в состав которого входят два устройства диагностики, аналогичные устройствам БАП-01 для управления ЭНА, и КУ вентиляторами ГЖА БО, полностью идентичный КУ вентиляторами ГЖА НПО в БАП-01.

КУ ЖЭН. Состоит из датчика температуры жидкости (ДТЖ), усилителя-коммутатора УКН-85 и исполнительного органа – ЖЭН (из трех секций). При понижении температуры теплоносителя до 8,5°С происходит включение секций ЖЭН, а при повышении температуры теплоносителя до 11,5°С ЖЭН выключается.

КУ вентилятором воздуховода и электронагревателем

лем. Комплектуется в специальную укладку и переносится в БО экипажем для эксплуатации в составе Международной космической станции.

4. Методика количественной оценки надежности

Для решения поставленной задачи разработана инженерная методика количественной оценки надежности СОТР ТК «Прогресс» при КЭИ, включающая последовательное выполнение нижеперечисленных задач:

1) Построение ДДО СОТР ТК «Прогресс» с использованием графического редактора модуля ДО ПК Relex. Исходными данными для построения динамической модели надежности являются: техническое описание СУ СОТР, анализ видов последствий и критичности отказов СОТР, анализ нештатных ситуаций СОТР, программа-методика электрических испытаний СУ СОТР. Структура системы задается составом функциональных элементов и их надежностными характеристиками. Логика работы функционального элемента системы определена в программе-методике испытаний системы и принципиальной схеме системы. Тип отказа функционального элемента моделируется динамическим оператором.

2) Моделирование и расчет ПН для построенной динамической модели надежности системы с использованием модуля ДО ПК Relex. Расчет ДДО для выделенных элементов и всей системы осуществляется при наличии исходных данных по всем базовым событиям (вероятности отказа элемента).

3) Разработка по данным моделирования методических рекомендаций для проверки ДО системы с классификацией типов отказов функциональных элементов. Реализация рекомендаций в программе отказов при электрических испытаниях системы.

4) Имитация отказа с его контролем по данным телеметрической информации. Реализация задачи в форматах оперативного отображения на этапе КЭИ (Белова В.В., 2012).

На рисунках 1-5 приводятся некоторые результаты

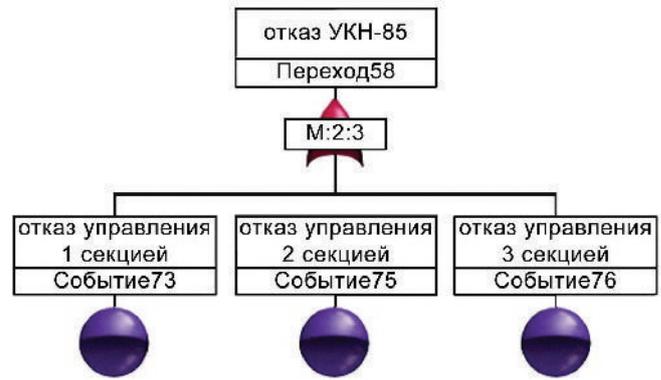


рисунок 1. Дерево отказов блока УКН-85

первого этапа «Методики количественной оценки надежности» для СОТР ТК «Прогресс».

На рисунке 1 приведено ДО блока УКН-85. Назначение элемента: коммутация питания на секции электронагревателя ЖЭН в зависимости от температуры теплоносителя в зоне установки ДТЖ. Тип резервирования: нагруженный, схема голосования «2 из 3-х». Последствия отказа для системы: 1-й отказ – потеря резервирования; 2-й отказ – потеря автоматического управления ЖЭН. Переход М:2:3 моделирует схему мажоритарного голосования.

События 73, 75, 76 – входные базовые события («отказ управления 1 секцией», «отказ управления 2 секцией», «отказ управления 3 секцией») для вершины Переход 58, моделирующей выходное событие «отказ УКН-85».

На рисунке 2 приведено ДДО КУ ЖЭН. Отказом КУ ЖЭН является отказ одного из трех элементов канала, включающего: исполнительный орган ЖЭН, усилитель-коммутатор УКН-85, термометр ДТЖ. ЖЭН состоит из трех секций, подключаемых по схеме голосования «2 из 3-х».

События 52, 53, 54 – входные базовые события («отказ 1 секции ЖЭН», «отказ 2 секции ЖЭН», «отказ 3 секции ЖЭН») для вершины Переход 47, моделирующей выходное событие «отказ ЖЭН». События 73, 75, 76 – входные базовые события («отказ управления 1

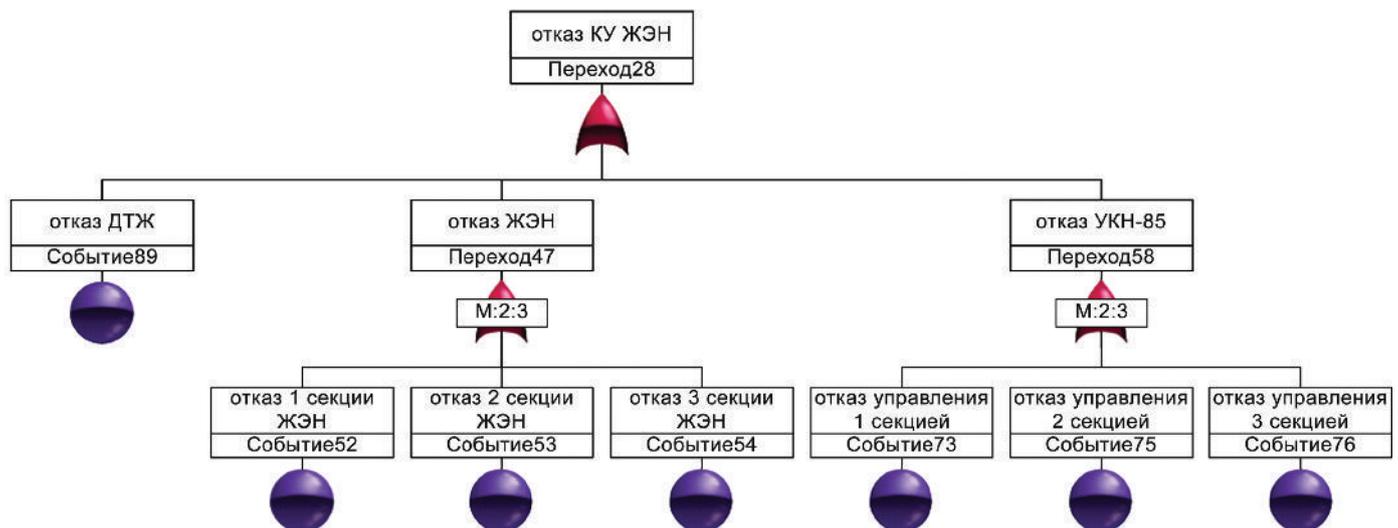


рисунок 2. Динамическое дерево отказов канала управления ЖЭН

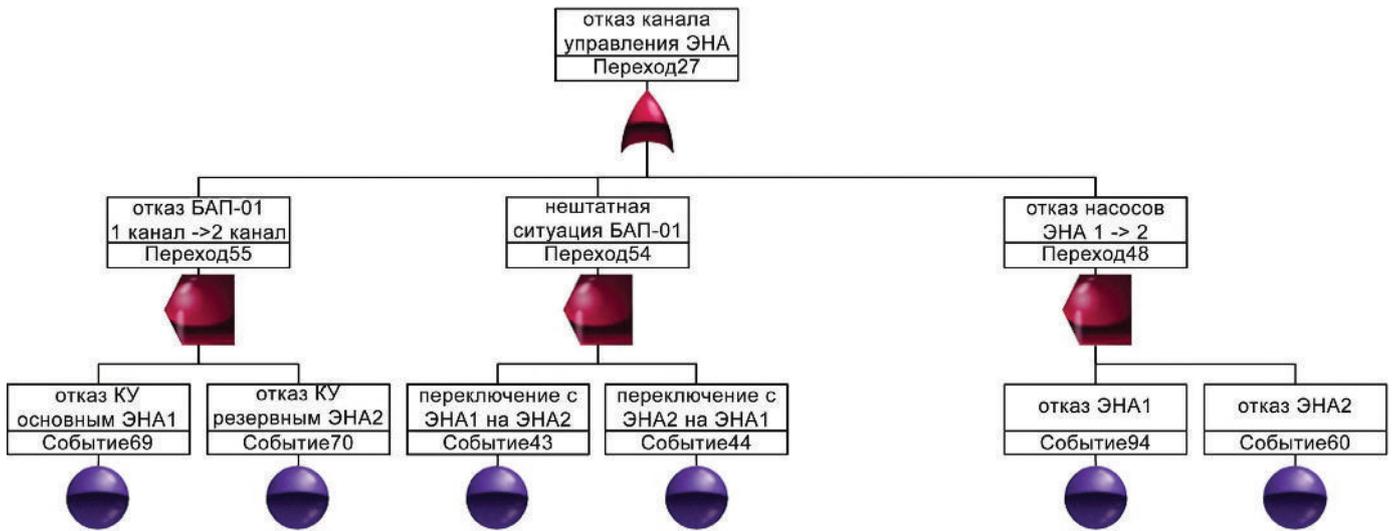


рисунок 3. Динамическое дерево отказов канала управления ЭНА

секцией», «отказ управления 2 секцией», «отказ управления 3 секцией») для вершины Переход 58, моделирующей выходное событие «отказ УКН-85». Событие 89 – базовое событие «отказ ДТЖ».

На рисунке 3 приведено ДДО КУ ЭНА. Первая динамическая вершина SEQ моделирует отказ БАП-01. Назначение элемента: автоматическое отключение основного ЭНА при его отказе и включение резервного, контроль работоспособности ЭНА в полете и на земле. Тип резервирования: ненагруженное дублирование. Последствия отказа для системы: 1 отказ (канал управления основным ЭНА) – снижение уровня резервирования, переход на резервный канал; 2-й отказ (канал управления резервным ЭНА) – отказ системы терморегулирования (СТР) ТГК. Вторая динамическая вершина SEQ моделирует отказ ЭНА – сменную панель агрегатов. Назначение элемента: обеспечение циркуляции теплоносителя в контуре СТР. Тип резервирования: внутреннее дублирование (два ЭНА); ненагруженное

резервирование (на борту имеются резервные панели). 1 отказ – переход на резервный ЭНА; 2-й отказ – отказ СОТР на этапе автономного полета. Третья динамическая вершина SEQ моделирует нештатную ситуацию (из последовательности двух расчетных событий). Два устройства диагностики режима двигателя насосов ЭНА с силовыми коммутационными элементами для обеспечения коммутации питания насосов не отражены в данной схеме и могут быть учтены путем включения в схему с резервированной группой элемента, соответствующего аппаратуре встроенного контроля.

События 69, 70 – входные базовые события («отказ канала управления основным ЭНА1», «отказ канала управления резервным ЭНА2») для вершины Переход 55, моделирующей выходное событие «отказ БАП-01» в последовательности 1 канал → 2 канал. События 43, 44 – входные базовые события («переключение с ЭНА1 на ЭНА2», «переключение с ЭНА2 на ЭНА1») для вершины Переход 54, моделирующей выходное событие

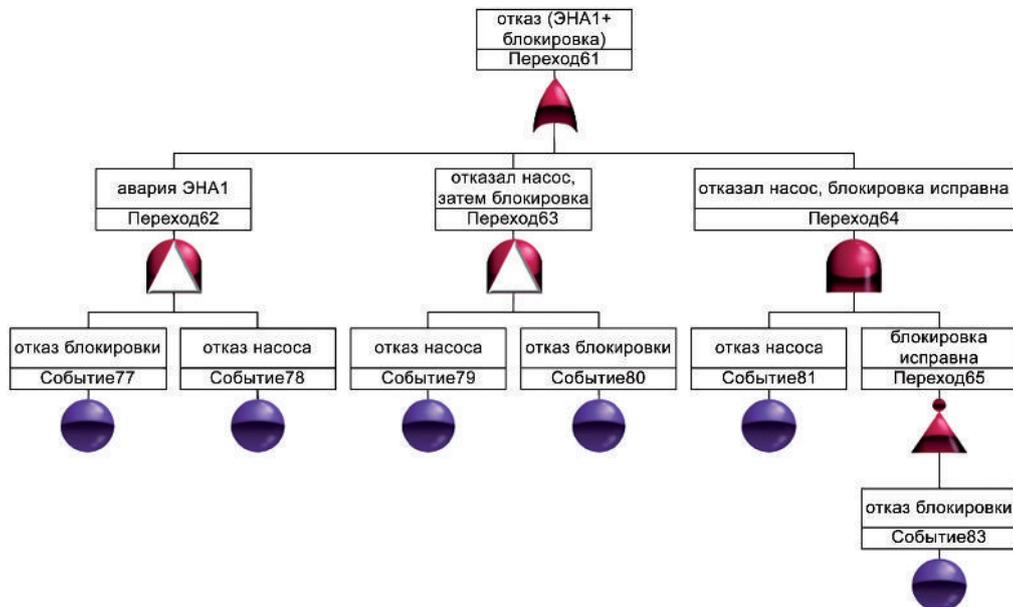


рисунок 4. Динамическое дерево отказов объединенной системы «насос ЭНА1+блокировка ЭНА1»

«нештатная ситуация БАП-01». События 94, 60 – входные базовые события («отказ ЭНА1», «отказ ЭНА2») для вершины Переход 48, моделирующей выходное событие «отказ насосов ЭНА в последовательности 1 → 2». Вершина Переход 27 моделирует выходное событие «отказ канала управления ЭНА в последовательности 1, 2» для входных вершин Переход 55 «отказ БАП-01», Переход 54 «нештатная ситуация БАП-01», Переход 48 «отказ насосов ЭНА последовательности 1 → 2».

На рисунке 4 приведено ДДО объединенной системы (насос+блокировка) с использованием динамической вершины PAND, которая моделирует ситуацию последовательного возникновения входных событий.

Вершина Переход 61 моделирует выходное событие «отказ ЭНА1+блокировка» для входных вершин Переход 62 «авария ЭНА1», Переход 63 «отказал насос, затем блокировка», Переход 64 «отказал насос, блокировка исправна». Вершина Переход 64 моделирует выходное событие «отказ ЭНА1+блокировка» для входных вершин Переход 62 «авария ЭНА1», Переход 63 «отказал насос, затем блокировка», Переход 64 «отказал насос, блокировка исправна». Вершина Переход 65 моделирует выходное событие «блокировка исправна». События 77, 78 – входные базовые события («отказ блокировки», «отказ насоса») для вершины Переход 62, моделирующей выходное событие «Авария ЭНА1». События 79, 80 – входные базовые события («отказ насоса», «отказ блокировки») для вершины Переход 63, моделирующей выходное событие «отказал насос, затем блокировка». Событие 81 – входное базовое событие («отказ блокировки») для вершины Переход 64, моделирующей выходное событие «отказал насос, блокировка исправна». Событие 83 – входное базовое событие («отказ насоса») для вершины Переход 65, моделирующей выходное событие «блокировка исправна».



рисунк 5. Динамическое дерево отказов канала управления вентиляторами ГЖА НПО

Учет ненадежности автомата переключения, входящего в состав каждого из двух вентиляторов ГЖА, формирующего сигнал в блок БАП-01, в результате чего происходит автоматическое переключение основного вентилятора В1 и включение резервного В2, может быть осуществлен с помощью FDEP вершины. На рисунке 5 приведено ДДО канала управления вентиляторами ГЖА НПО, где вершина FDEP моделирует

ненадежный переключатель.

Вершина Переход 30 моделирует выходное событие «отказ блока вентиляторов с ненадежным переключателем» для входных вершин Переход 51 «резерв В2 недоступен», Переход 52 «отказ В1, затем отказ В2», Переход 53 «отказ В2, затем отказ В1». Событие 67 – входное базовое событие «отказ переключателя» для вершины Переход 51, моделирующей выходное событие «резерв В2 недоступен».

заключение

В работе (Белова В.В., 2011) была рассмотрена задача контроля надежности СОТР исследовательского модуля Международной космической станции на этапе КЭИ на основе статической модели блок-схемы надежности. В настоящей статье решается задача построения динамической модели надежности СОТР ТГК «Прогресс» на основе ДДО, реализованного в ПК Relex. Приведены примеры моделирования элементов системы с использованием динамических операторов SEQ, FDEP, PAND. Данные моделирования предлагается использовать для построения инженерной методики количественной оценки надежности СОТР ТГК «Прогресс» на этапе КЭИ. В результате применения ПК Relex к задачам анализа надежности на этапе КЭИ разрабатываются методические рекомендации с классификацией возможных типов отказов для управления процессом испытаний.

список литературы

Белова В.В. Контроль надежности системы средств обеспечения теплового режима исследовательского модуля Международной космической станции на этапе комплексных электрических испытаний // Известия РАН. Энергетика, 2011. № 3. С. 42-52.

Белова В.В. Оперативный контроль телеметрических параметров системы теплового режима транспортных грузовых и пилотируемых кораблей на этапе комплексных электрических испытаний // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012. № 1. С. 50-58.

Викторова В.С., Степанянц А.С. Динамические деревья отказов // Надежность, 2011. № 3. С. 20-32.

ГОСТ Р 27.302-2009 (IEC 61025:2006, NEQ) Надежность в технике. Анализ дерева неисправностей. М.: Стандартинформ, 2011. 22 с.

ГОСТ Р 51901.5-2005 (МЭК 60300-3-1:2003) Менеджмент риска. Руководство по применению методов анализа надежности. М.: Стандартинформ, 2005. 44 с.

Общие ресурсы PTC: сайт Parametric Technology Corporation. 2011 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.relex.com> (дата обращения 20.08.2012).

Relex 2011. Reference Manual / Relex Software Corporation 41West Otterman Street, Greensburg, Pensilvania 15601 USA. 3172 p.

Статья поступила в редакцию 05.10.2012 г.

СПОСОБ ОЦЕНКИ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ ТОЧНОСТИ СНИМКОВ МЕСТНОСТИ



Е.Г. Воронин,
кандидат технических наук, филиал ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» – Научно-производственное предприятие «ОПТЭКС», г. Зеленоград, pureh64@yandex.ru;
E.G. Voronin

Предложен способ оценки геометрической точности блока перекрывающихся снимков по одноимённым точкам. Отмечено удобство применения способа применительно к оптико-электронным снимкам, имеющим перекрытия смежных матриц. Выполнена оценка геометрической точности данных дистанционного зондирования, полученных аппаратурой «Сангур-1» космического аппарата «Ресурс ДК1».

Ключевые слова:

геометрическая точность снимка; оптико-электронная съёмочная аппаратура; дистанционное зондирование Земли.

Одной из важнейших характеристик, определяющих геоинформационное использование данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), является геометрическая точность снимков местности.

Судя по имеющимся публикациям, (например: Дробышев Ф.В., 1973; Аэрофотогеодезия, 1976; Живичин А.Н. и др., 1980; Сердюков В.М., 1983; Лаврова Н.П., 1983; Лобанов А.Н., 1984), разные авторы, вкладывают в понятие «геометрическая точность снимка» различный смысл. При этом используются такие эквивалентные термины, как «геометрические свойства», «геометрические искажения», «измерительная точность» снимков.

В результате обобщения можно прийти к определению геометрической точности снимка, как степени геометрического подобия двух изображений земной поверхности: снимка и топографической карты, от которой (степени подобия) зависит точность решения координатно-измерительных задач по материалам съёмки, а следовательно, возможность их применения для картографирования, землепользования, наземной навигации и других точных приложений.

Сложно представить съёмочную аппаратуру, непосредственно формирующую изображения в заданной картографической проекции. Поэтому исходные снимки для наиболее полного соответствия топографической карте подвергаются

METHOD OF GEOMETRIC ACCURACY DEFINITION FOR SATELLITE IMAGES

Method of estimating the geometric accuracy of the block of overlapping by the same-name points images has proposed.

Noted the convenience of applied method to optical-electronic images with overlapping allied matrices.

The estimation of the geometric accuracy of remote sensing data collected by sensors «Sangur-1» spacecraft «Resurs-DK1» were created.

Keywords:

geometric accuracy of satellite image; optical-electronic survey instruments; remote sensing of the Earth.

фотограмметрической обработке, целью которой является устранение искажений снимков, обуславливающих их отличие от заданной картографической проекции.

Однако полностью устранить искажения снимков практически невозможно. Возникает необходимость оценки остаточных искажений, которыми и принято характеризовать геометрическую точность снимков.

Таким образом, оценка геометрической точности является актуальной задачей, а от точности и достоверности такой оценки зависит потенциальная востребованность данных дистанционного зондирования Земли, получаемых конкретной съёмочной аппаратурой.

Обычно для оценки геометрической точности снимков используют контрольные точки местности, по разности вычисленных и измеренных координат которых делают выводы о степени геометрического подобия снимков и топогеодезической основы, по которой получены измерения. Но измерения координат контрольных точек содержат неизбежные погрешности, в том числе и погрешности создания самой топогеодезической основы, исключить которые из результатов оценки геометрической точности в силу их случайного характера не представляется возможным.

Следовательно, оценка геометрической точности снимков по контрольным точкам не даёт

объективного представления об оцениваемой характеристике, особенно если учесть, что любая топогеодезическая опора имеет некоторую погрешность, а материалы съёмки, полученные современными средствами ДЗЗ, в совокупности с данными, используемыми для их фотограмметрической обработки, отличаются всё возрастающей точностью, иногда сопоставимой с точностью доступной топогеодезической основы.

В связи с этим представляет интерес поиск более точных и достоверных способов оценки геометрической точности снимков без использования контрольных точек.

В частности, можно предложить достаточно очевидный способ, который предполагает сравнение вычисленных координат точек на местности не с измеренными на карте или иной топогеодезической основе, а с вычисленными по другим снимкам, полученным на ту же территорию той же съёмочной аппаратурой.

В общем виде суть способа состоит в следующем. Подбирают блок не менее чем из двух снимков, полученных оцениваемой съёмочной аппаратурой, на один и тот же участок земной поверхности. Выполняют уравнивание параметров математической модели снимков. С целью наиболее полного исключения из результатов уравнивания погрешностей исходных данных и равномерного распределения остаточной погрешности по всем уравниваемым параметрам целесообразно выполнять блочное уравнивание по способу связок. Для этого на снимках блока необходимо набрать достаточное для уравнивания всех параметров количество связующих точек. Кроме того, в уравнивание могут быть включены опорные плано-высотные точки местности. Для определения высот связующих точек целесообразно использовать цифровую модель рельефа.

После уравнивания блока выполняется оценка геометрической точности, которая выражается средней квадратической погрешностью разностей наземных пространственных координат одноименных точек снимков блока. Строго говоря, она должна вычисляться по формуле

$$\sigma = \lim_{N \rightarrow \infty} \sqrt{\frac{((X_k^{(i)} - X_k^{(j)})^2 + \sum_{i,j=1, i \neq j}^S \sum_{k=1}^{T_{ij}} (Y_k^{(i)} - Y_k^{(j)})^2 + (Z_k^{(i)} - Z_k^{(j)})^2)}{\tilde{N}_N^2}}, \quad (1)$$

где N – общее количество точек, по которым выполняется оценка;

S – количество снимков в блоке;

i, j – порядковые номера снимков в блоке;

T_{ij} – количество одноимённых точек между снимками с номерами i и j , по которым выполняется оценка;

k – порядковый номер одноимённой точки между снимками с номерами i и j , по которой выполняется оценка;

X, Y, Z – пространственные координаты точки, по которой выполняется оценка;

\tilde{N}_N^2 – число сочетаний из N по 2.

Знак предела в формуле (1) говорит о том, что для получения наиболее точной оценки она должна выполняться по всем одноимённым точкам блока снимков. Однако практически, как и в случае применения контрольных точек, можно ограничиться конечным числом оценочных одноимённых точек и перейти в формуле (1) непосредственно к радикалу

$$\sigma = \sqrt{\frac{((X_k^{(i)} - X_k^{(j)})^2 + \sum_{i,j=1, i \neq j}^S \sum_{k=1}^{T_{ij}} (Y_k^{(i)} - Y_k^{(j)})^2 + (Z_k^{(i)} - Z_k^{(j)})^2)}{\tilde{N}_N^2}}. \quad (2)$$

При этом остаётся справедливым правило: чем больше оценочных точек, тем достовернее оценка.

По условию получения пространственных координат произвольной пары одноимённых оценочных точек погрешности их вычисления одинаковы (соизмеримы). Тогда их разности характеризуют неустранимые в ходе уравнивания остаточные погрешности снимков блока, которые, как отмечено выше, представляют собой геометрическую точность съёмочной аппаратуры.

Предлагаемый способ удобен тем, что для оценки геометрической точности некоторых типов съёмочной аппаратуры не требуется выполнения повторной съёмки одного и того же участка земной поверхности. Например, этот способ позволяет оценить геометрическую точность оптико-электронной аппаратуры по одиночному съёмочному маршруту. Если учесть, что изображения, формируемые смежными матрицами оптико-электронного преобразователя, имеют перекрытия между собой, то зоны этих перекрытий вдоль всего

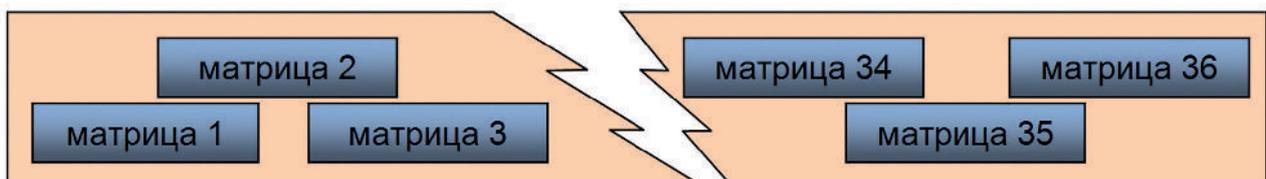


рисунок 1. Схема расположения фоточувствительных матриц в оптико-электронном преобразователе

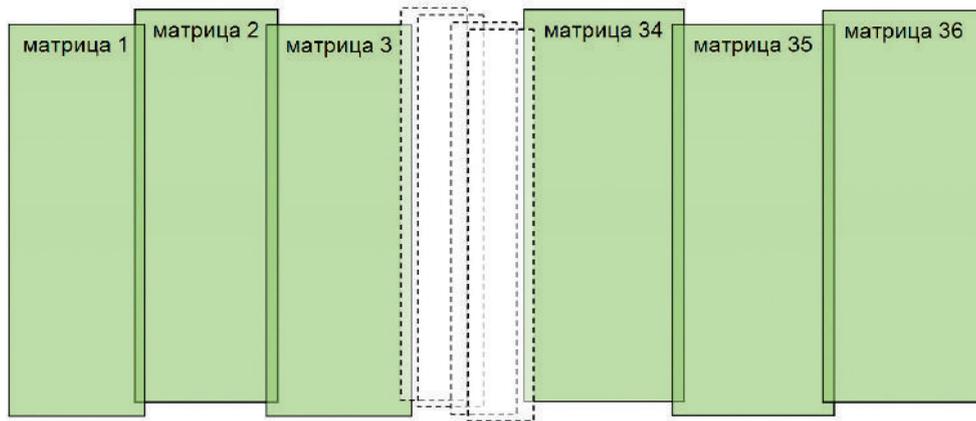


рисунок 2. Схема расположения на местности изображений, сформированных светочувствительными матрицами

съёмочного маршрута могут рассматриваться как блоки из двух снимков. Следовательно, обеспечивается необходимое условие применения способа.

Для экспериментальной апробации способа выполним оценку геометрической точности съёмочной аппаратуры «Сангур-1» космического аппарата (КА) «Ресурс-ДК1». Оптико-электронный преобразователь аппаратуры «Сангур-1» состоит из тридцати шести фоточувствительных матриц, расположенных в фокальной плоскости в шахматном порядке с перекрытиями по краям (рисунок 1).

На съёмочном маршруте зоны перекрытий представляют собой тридцать пять узких полос, расположенных на стыках изображений, сформированных матрицами (рисунок 2). Общая площадь перекрытий составляет немногим более одного процента от площади съёмочного маршрута.

Оценку геометрической точности будем выполнять по одноимённым точкам смежных матриц, расположенных в зонах перекрытий. Для выбора этих точек на цифровых изображениях матриц целесообразно воспользоваться цифровым коррелятором, что позволяет, во-первых, автоматизировать достаточно трудоёмкий процесс идентификации и измерения оценочных точек, а во-вторых, набрать несоизмеримо большее их количество, чем, например, при выборе контрольных точек с использованием топогеодезической основы, что повышает надёжность и достоверность оценки.

В качестве примера на рисунке 3 представлены фрагменты оптико-электронных снимков с выбранными цифровым коррелятором одноимёнными точками в зонах перекрытий смежных матриц.

Результаты выполненной оценки по трём съёмочным маршрутам собраны в нижеследующей таблице.

Для полноты исследования в таблице приведены расчёты по двум математическим моделям оптико-электронной съёмки. Следует заметить, что геометрическая точность снимков неразрывно связана с методической погрешностью математической модели съёмки или неадекватностью модели реальному физическому процессу.

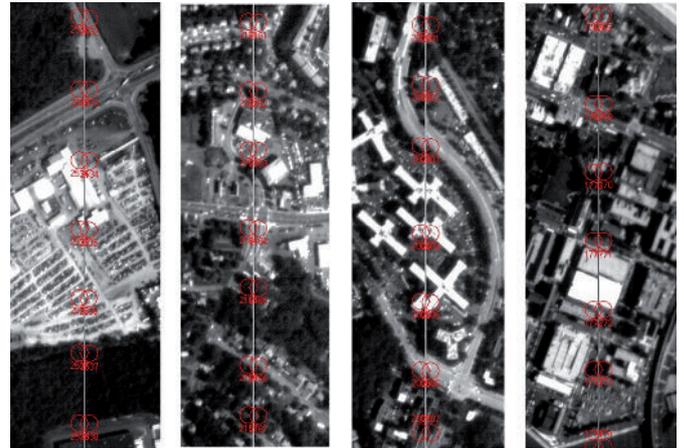


рисунок 3. Одноимённые точки в зонах перекрытий смежных матриц

Если представить, что исходные данные лишены погрешностей, а все вычисления выполняются без ошибок округлений, то остаточные искажения снимка, т.е. его геометрическая точность, обусловлена только неадекватностью математической модели съёмки. В реальности методическая погрешность математической модели снимка является составной частью его геометрической точности вместе с погрешностями исходных данных и ошибками вычислений. Поэтому, оценивая геометрическую точность снимка, следует всегда увязывать её с применённой математической моделью съёмки. Теоретически, чем грубее математическая модель, тем хуже (больше по абсолютной величине) оценка геометрической точности снимка. Это подтверждается экспериментальными данными. Математическая модель II, применённая для оценки геометрической точности аппаратуры «Сангур-1» КА «Ресурс-ДК1», грубее и отличается тем, что динамика элементов внешнего ориентирования в ней представлена алгебраическими полиномами второй степени, а в математической модели I – полиномами третьей степени, более точно интерполирующими поступательное движение и угловое вращение космического аппарата в процессе выполнения съёмки.

Анализ полученных результатов позволяет

таблица – Результаты оценки геометрической точности аппаратуры «Сангур-1» КА «Ресурс-ДК1»

условный номер маршрута		I	II	III	
количество оценочных точек		1750	1315	1394	
среднее значение коэффициента корреляции оценочных точек		0.971	0.963	0.978	
наличие ЦМР		+	+	–	
проекция пикселя на местности, м		0.846	1.278	0.814	
оценка геометрической точности	математическая модель I	в метрах на местности	0.813	0.877	0.980
		в пикселях цифрового изображения	0.96	0.69	1.20
	математическая модель II	в метрах на местности	0.836	0.920	0.994
		в пикселях цифрового изображения	0.99	0.72	1.22

сделать следующие основные выводы, относящиеся как к применённому способу оценки, так и к съёмочной аппаратуре «Сангур-1» КА «Ресурс-ДК1»:

1. Способ даёт устойчивую оценку геометрической точности снимков при разных исходных данных, что свидетельствует о надёжности способа и достоверности оценки.

2. Геометрическая точность снимков аппаратуры «Сангур-1» КА «Ресурс-ДК1» составляет порядка 0.8-0.9 метра на земной поверхности, что сопоставимо с проекцией одного пикселя исходного цифрового изображения.

3. Оценка геометрической точности снимка без использования цифровой модели рельефа содержит дополнительную погрешность из-за влияния рельефа местности.

4. Методическую погрешность использованной математической модели съёмки можно оценить значением, не превосходящим наилучшую из выполненных реализаций оценку геометрической точности снимков. За вычетом остаточной погрешности исходных данных, ошибок измерений снимков (отождествления одноимённых точек) и ошибок вычислений с использованием машинной арифметики конечной точности она может составлять около 0.2-0.4 пикселя цифрового изображения.

5. За счёт совершенствования математической модели съёмки геометрическая точность снимков аппаратуры «Сангур-1» КА «Ресурс-ДК1» может быть улучшена до 0.4-0.6 метра на местности, т.е. до половины пикселя исходного цифрового изображения. При этом средняя квадратическая погрешность определения взаимного положения точек по снимкам составит 0.6-0.9 метра.

В заключение заметим, что сходные с некоторыми из полученных здесь результатов по отдельности получены разными способами в работах (Романов А.Я., 2009; Андреева Н.Л. и др., 2009;

Ewiak I., Kaczynski R., 2008; Ewiak I., Kaczynski R., 2010).

список литературы

Андреева Н.Л., Беклемишев Н.Д., Кекелидзе В.Б., Костин В.В. Технология создания ортофотопланов по материалам космической съёмки на примере снимков с КА «Ресурс-ДК1» // Геопрофи, 2009. № 5. С. 46-48.

Аэрофотогеодезия. Изд. 2-е, перераб. и доп. М.: Недра, 1976. 405 с.

Герасимова О.А. Фотографическое качество и измерительные свойства аэроснимков // Труды ЦНИИГАиК. М., 1955. Вып. 105. С. 57-64.

Дробышев Ф.В. Основы аэрофотосъёмки и фотограмметрии. М.: Недра, 1973. 288 с.

Живичин А.Н., Соколов В.С. Дешифрирование фотографических изображений. М.: Недра, 1980. 253 с.

Сердюков В.М. Фотограмметрия: учеб. пособие для карт. спец. ун-в. М.: Высш. шк., 1983. 351 с.

Лаврова Н.П. Космическая фотосъёмка: учеб. пособие для вузов. М.: Недра, 1983. 288 с.

Лобанов А.Н. Фотограмметрия: учебник для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Недра, 1984. 552 с.

Романов А.Я. Исследование точностных характеристик RPC-полиномов при обработке информации КА «Ресурс-ДК1». ФГУП «НИИ Точных Приборов», 2009.

Ewiak I., Kaczynski R. Determine of utilization range of Resurs DK-1 satellite data in the face of Ikonos system // The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. Beijing, 2008. Vol. XXXVII, part B4.

Ewiak I., Kaczynski R. Potential for Resurs DK-1 satellite data // Geodesy and cartography, 2010. № 36 (2). P. 45-49.

Статья поступила в редакцию 19.02.2013 г.

МОЙ ФАВОРИТ – СПУТНИК «ПРОГНОЗ»



О.Л. Вайсберг,
доктор физико-математических наук,
профессор,
действительный член Международной
Академии астронавтики,
Учреждение Российской Академии наук.
Институт космических исследований
(ИКИ РАН),
Россия, г. Москва,
olegv@iki.rssi.ru;
O.L. Vaysberg

Меня попросили поделиться воспоминаниями об участии в работах на спутниках «Прогноз». «Прогноз» рождался нелегко, но оказался удивительно плодотворным проектом и принес много новых результатов и радости всем, кто работал на этих высокоапогейных спутниках. «Прогноз» стал замечательной «рабочей лошадкой», какой сейчас так недостает всем нам. Большая благодарность всем, кто стоял у истоков этой программы и способствовал ее долгой жизни.

Ключевые слова:

«Прогноз»;
высокоапогейный спутник;
магнитосфера;
Интеркосмос;
советско-французское сотрудничество.

Я знаком с «Прогнозом», практически, с его зарождения. Прошедшие годы, конечно, многое стерли из памяти, а кое-что могли исказить. Был 1965 или 1966 год. Я работал тогда в Институте физики атмосферы Академии наук СССР старшим научным сотрудником, недавно защитил кандидатскую диссертацию по изучению полярных сияний. Мой руководитель, заведующий отделом физики верхней атмосферы Валериан Иванович Красовский, был пионером научных исследований в космосе. Его прибор для измерения заряженных частиц сравнительно малых энергий летал на третьем спутнике. На спутниках «Космос-3» и «Космос-5» В.И. Красовский реализовал расширенную программу исследования заряженных частиц в магнитосфере Земли. Я с большим энтузиазмом включился в анализ измерений на этих спутниках наряду с другими членами молодой команды Валериана Ивановича.

В.И. Красовский был увлечен проблемами происхождения полярных сияний, и после «Космоса-3» и «Космоса-5», где он исследовал заряженные частицы, могущие вызывать полярные сияния, решил пойти дальше в поисках источников этих частиц по дороге от Солнца к Земле, в межпланетной среде. Тогда уже кое-что было известно

MY PREFERENCE IS «PROGNOZ» SATELLITE

I was asked to share my memories about participation in «Prognoz» satellite project.

«Prognoz» project was being born in spite of many difficulties, but it turned out to be very successful and fruitful project which excited engineers and scientists involved in high-apogee satellite activities.

«Prognoz» became great «working horse» that we miss nowadays. My appreciation of everyone, who laid the way to the project and facilitated its long life.

Key words:

*Prognoz;
high-apogee satellite;
magnetosphere;
Intercosmos;
Soviet-French cooperation.*

о солнечном ветре, существование которого как постоянного потока быстро заряженных частиц от Солнца было установлено на «Mariner-2» в 1962 году (ранее, в 1959 году, К.И. Грингауз на «Луне-1» эпизодически измерял потоки заряженных частиц, но их характеристики и, тем более, постоянство потока не были им установлены). Валериан Иванович предложил мне заняться подготовкой эксперимента по исследованию солнечного ветра. Оказалось, что в НПО им. С.А. Лавочкина ведется разработка спутника «Плазма», который должен был иметь высокоапогейную орбиту и вполне подходил для предлагаемого эксперимента. Именно для переговоров о возможном эксперименте я и попал впервые в НПО им. С.А. Лавочкина.

Примерно в это же время я познакомился со Станиславом Ивановичем Кармановым, сотрудником Геннадия Александровича Скуридина (который помогал В.И. Красовскому в реализации проектов на «Космосе-3» и «Космосе-5»). С.И. Карманов был ведущим по спутнику «Плазма», который превратился в спутник «Прогноз». С.И. Карманов привлек меня к сотрудничеству в работах по спутнику. Он был сторонником концепции спутника, постоянно ориентированного одной осью на Солнце и медленно (за две минуты) вращаю-

щегося вокруг этой оси. Мне эта идея в то время не нравилась. Гораздо более привлекательными казались американские спутники для исследования заряженных частиц, которые стабилизировались вращением вокруг оси, перпендикулярной направлению на Солнце, и быстро вращались вокруг этой оси (первоначально с периодом около 10 секунд). Это позволяло приборам для измерения заряженных частиц быстро осматривать разные направления, а для магнитометров можно было легко определять смещение нулевого значения. Впоследствии мы в ряде экспериментов научились извлекать пользу от постоянного направления на Солнце одной оси спутника.

Наше предложение из группы В.И. Красовского о проведении эксперимента по исследованию солнечного ветра с помощью новой аппаратуры встретило большое сопротивление со стороны К.И. Грингауза, и нам пришлось преодолевать его, в чем мне помогал тогда старший товарищ из отдела В.И. Красовского Юрий Ильич Гальперин. В ходе обсуждения нашего предложения на ряде совещаний, в том числе в Ленинградском Физико-техническом институте с участием академика Б.П. Константинова наша компетентность и осмысленность нашего подхода к эксперименту были признаны, и предложение было включено в программу «Прогноза». Так началась моя самостоятельная работа в космических исследованиях.

Большим энтузиастом спутника «Прогноз» был Г.А. Скуридин (вероятно, ему принадлежала идея переименования спутника «Плазма» в «Прогноз»). У Г.А. Скуридина в уже существовавшем тогда Институте космических исследований была группа теоретиков (Владимир Диодорович Плетнев, Валерий Павлович Шалимов, Игорь Николаевич Швачунов и ряд других), работавшая над проблемой проникновения частиц солнечного ветра в магнитосферу через дневные каспы. Каспы – это две «воронки» в высоких широтах, образующиеся на дневной стороне магнитосферы Земли в северном и южном полушарии при обтекании магнитного поля Земли солнечным ветром. Каспы находятся в местах, разделяющих магнитные силовые линии, уходящие на дневную сторону, и силовые линии, уходящие на ночную сторону магнитосферы. Так как в областях каспов поперечное поле практически равно нулю, частицы солнечного ветра должны беспрепятственно входить в магнитосферу Земли в этих областях. Г.А. Скуридин со своими сотрудниками считал это основным путем проникновения плазмы солнечного ветра в магнитосферу.

Для исследования проникновения солнечного ветра в магнитосферу Земли Г.А. Скуридин предложил проект, названный «Русской тройкой». Сейчас это мало кто вспомнит. А проект был действительно интересным (сейчас многоспутниковые системы для исследования магнитосферы стали весьма распространенными, так как понять струк-

туру и динамику такой большой системы, как магнитосфера, можно только при одновременной диагностике отдельных областей магнитосферы при многоточечных наблюдениях). Предполагалось запустить три спутника «Прогноз» на такие орбиты, чтобы в определенный момент спутники пролетали: один через северный касп, второй через южный касп, а третий – через хвост магнитосферы, куда, по представлению группы Г.А. Скуридина, солнечная плазма, проникающая в магнитосферу через каспы, попадает в высокоширотную магнитосферу. Проект действительно, был очень интересным.

Первые координированные наблюдения на спутниках были проведены в 1964 году на четырех Советских спутниках «Электрон» (на двух из них были приборы группы В.И. Красовского). Подготовка к предложенному Г.А. Скуридиным проекту «Русская тройка» началась. Известный космофизик Хуан Редерер говорил мне, что он помнит доклад Г.А. Скуридина об этом проекте на международной конференции.

Однако проект «Русская тройка» встретил большое сопротивление со стороны руководства Института космических исследований АН СССР (я в мае 1967 года уже работал в ИКИ, сначала с С.И. Кармановым в комплексном отделе Г.А. Скуридина, а вскоре во главе научного сектора в 20-м отделе Г.А. Скуридина). Первый директор ИКИ академик Георгий Иванович Петров и его новый заместитель Юлий Константинович Ходарев препятствовали начинаниям Г.А. Скуридина (он был заместителем директора ИКИ с момента основания института). Это было большой угрозой не только для проекта «Русская тройка», но и вообще для работ по спутнику «Прогноз».

В это время разворачивалась работа по научному сотрудничеству СССР и Франции в области космических исследований, вошедшая в программу сотрудничества между двумя странами. Мой тогдашний товарищ, заместитель директора ИЗМИРАН Игорь Алексеевич Жулин, включил в состав советско-французской рабочей группы меня. В эту группу вошел и Новомир Федорович Писаренко, ставший моим многолетним товарищем по работе на спутниках «Прогноз» (он тоже руководил научным сектором в отделе Г.А. Скуридина), и в ней уже был Ю.И. Гальперин. Первым обсуждаемым совместным советско-французским научным проектом стал магнитосферный спутник «Розо» (ROSEAU – тростник или камыш), разрабатывавшийся французскими специалистами. Активным членом советско-французской рабочей группы был знаменитый астрофизик Иосиф Самуилович Шкловский, мой руководитель во время учебы в МГУ им. М.В. Ломоносова. К сожалению, спутник «Розо», очень передовой по тому времени как по техническим системам, так и по научной аппаратуре, не был изготовлен и запущен. И в рабочей группе стали обсуждаться другие проекты.

Ю.И. Гальперин был, по-моему, первым из нашего геофизического сообщества, кто стал обсуждать с французскими учеными совместный магнитосферный проект. Его партнером с французской стороны был профессор Френсис Камбу, руководитель лаборатории Центра исследований космических излучений (CESR). Это был яркий, активный и дружелюбный человек, ставший многолетним партнером и другом Ю.И. Гальперина, И.А. Жулина, Н.Ф. Писаренко и моим, а впоследствии и второго директора ИКИ академика АН СССР Р.З. Сагдеева. С Френсисом Камбу и его сотрудниками Жаном-Мишелем Боске, Клодом Д'Юстоном и Жаном-Андре Сово мы плодотворно сотрудничали в течение многих лет.

Н.Ф. Писаренко и я начали обсуждать с французскими учеными возможные совместные проекты. Первыми нашими предложениями стали эксперименты «Жемо» (в сотрудничестве Н.Ф. Писаренко с коллегами из французского ядерного центра Сакле) и «Калипсо» (предложение CESR с моим участием). Интеркосмос и НПО им. С.А. Лавочкина поддержали нас, и эти два совместных эксперимента были включены в программу спутников «Прогноз». Совместная работа над этими спутниками началась. Н.Ф. Писаренко считал, что поддержанные Интеркосмосом наши проекты на спутниках «Прогноз» помогли оживить работы по «Прогнозам», и я разделяю это мнение.



На переговорах в Тулузе (1969 год):
Зам. директора ИКИ Ю.К. Ходарев и О.Л. Вайсберг,
за ними Генеральный конструктор НПО
им. С.А. Лавочкина В.М. Ковтуненко и В.Н. Карачевский,
за В.М. Ковтуненко Н.Ф. Бородин

Мы с Н.Ф. Писаренко привлекли к нашим работам сотрудников НПО им. С.А. Лавочкина, которые активно помогали в подготовке наших совместных экспериментов с французскими коллегами. Особенно могу отметить свое сотрудничество с И.В. Собачкиным, В.Н. Карачевским и Н.Ф. Бородиным. Со стороны ИКИ большое содействие нам оказывали сотрудники комплексного отдела во главе с Евгением Михайловичем Васильевым. Наши совместные эксперименты с французскими коллегами на «Прогнозе-2» в 1972 году дали очень

интересные результаты, особенно благодаря тому, что в августе 1972-го на Солнце произошла серия очень сильных вспышек. Французский ионный спектрометр «Калипсо» и мой с коллегами энерго-масс-анализатор «РИП-803» позволили получить уникальные данные о солнечной плазме, пришедшей к Земле после этих очень сильных вспышек. Скорость солнечной плазмы превысила 1800 км/с, и этот рекорд продержался много лет. Нами также было зарегистрировано интересное явление слияния ударных волн в солнечном ветре, образовавшихся при близко по времени происшедших солнечных вспышках. Эксперимент «Жемо» также позволил исследовать энергичные частицы, родившиеся на Солнце и пришедшие к Земле после этих необычных солнечных явлений. Наше творческое сотрудничество с французскими коллегами продолжалось много лет, и теперь уже другие наши ученые ведут совместные работы с новыми поколениями французских специалистов.

Спутник «Прогноз» стал замечательной «рабочей лошадкой» для нас. Особо дорогими для меня и для моих коллег по лаборатории солнечного ветра, которую я возглавлял, были эксперименты на спутниках «Прогноз-2», «Прогноз-7», «Прогноз-8», «Прогноз-10» – «Интершок» и хвостовой зонд проекта «Интербол». Я очень благодарен моим коллегам по этим работам С.И. Климову, В.Н. Смирнову, Л.А. Аванову, Г.Н. Застеркеру, А.Н. Омельченко, А.В. Лейбову, А.О. Федорову, Ю.И. Ермолаеву, Р.И. Исаевой и Н.Ф. Бородковой.

О «Прогнозе-2» я уже говорил. «Прогноз-7» был особенным – его орбита была примерно перпендикулярна плоскости эклиптики, что позволяло исследовать полярные области магнитосферы Земли. Нам с Александром Николаевичем Омельченко удалось впервые исследовать пересоединение магнитных полей – межпланетного и земного – в высокоширотной области магнитосферы.

На «Прогнозе-10» был реализован большой проект «Интершок» по исследованию ударных волн в космической плазме. Этот проект, совместный с учеными из Чехословакии, был частично подготовлен экспериментами на «Прогнозе-8». К сожалению, проект «Интершок» был реализован лишь частично из-за проблем с магнитометром и плазменными приборами.

И, наконец, проект «Интербол» на двух спутниках типа «Прогноз». Этот большой международный проект по исследованию магнитосферы Земли состоял из хвостового зонда и аврорального зонда. Каждый из них имел еще по субспутнику, разработанному и изготовленному в Чехословакии. В свою очередь, «Интербол» входил в международную программу исследования магнитосферы и солнечно-земных связей, ISTEP. Спутники «Интербол» были запущены в 1995 и 1996 годы, в сложное для России время. Участники проекта не были уверены, удастся ли вообще реализовать этот проект. Только очень большие усилия ИКИ



На сессии в Греции:

Л.М. Зеленый, Эммануэль Саррис (Греция)
и О.Л. Вайсберг.

Фото времен работы над проектом «Интербол»

РАН, НПО им. С.А. Лавочкина и других участников проекта смогли привести к окончанию работ по спутникам, их запуску и успешной работе на орбите. Эти спутники необычно долго функционировали (так, хвостовой зонд успешно проработал пять лет) и позволили участникам проекта провести детальные исследования околоземного космического пространства, в особенности хвоста Земли, околоземной ударной волны, пограничных слоев магнитосферы и областей полярных сияний (так называемых авроральных областей). Тем самым команда «Интербола» внесла очень заметный вклад в реализацию программы ISTR.

Я уже отмечал, что в процессе работ на спутни-

ках «Прогноз» мы научились использовать характерные особенности этой космической платформы, а именно ориентацию оси вращения спутника на Солнце, на пользу проводимым измерениям. Особенно это касается исследования солнечного ветра, поток которого направлен близко к направлению от Солнца и, таким образом, может регистрироваться непрерывно. Мы не стали копировать передовые образцы зарубежной научной аппаратуры, а предложили свои подходы к необходимым измерениям. В этом нам особенно помогло сотрудничество с лабораториями Союзного научно-исследовательского института приборостроения (СНИИП) Министерства среднего машиностроения, возглавлявшимися Борисом Исааковичем Хазановым и Львом Соломоновичем Горном, а также с ОКБ космического приборостроения ИКИ в г. Фрунзе. Именно в этих двух организациях была заложена база отечественного космического приборостроения, которую частично удалось сохранить (СКБ ИКИ в г. Таруса) и теперь приходится восстанавливать.

Думаю, что спутники «Прогноз», наряду с межпланетными станциями «Марс» и «Венера», разработанными под руководством Георгия Николаевича Бабакина (я имел счастье быть с ним знакомым и работать на его «Марсах», «Венерах» и аппаратах «Вега») помогли нам создать полноценную передовую космическую науку. Наша задача – восстановить в значительной мере потерянную передовую роль отечественной космической науки в сотрудничестве с традиционным партнером – НПО им. С.А. Лавочкина.

Статья поступила в редакцию 19.03.2013 г.

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 14.06.2013. формат 60x84/₈
бумага офсетная. печать офсетная.
объем 8.0 печ. л., тираж 500 экз.
отпечатано с готового оригинал-макета
в типографии ООО «Полстар» (МАИ),
Волоколамское ш., д. 4, Москва А-80, ГСП-3, 125993



Страховая Акционерная Компания **ЭНЕРГОГАРАНТ**



Калининград



Москва



Екатеринбург



Красноярск



Владивосток

**Над нами никогда
не заходит солнце!**

Реклама ОАО "САК ЭНЕРГОГАРАНТ". Лицензия СМ № 1834.77 от 16.02.2006г.



С ИЮЛЯ 2010 ГОДА НА ОРБИТЕ РАБОТАЕТ АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ **СПЕКТР-РАДИОАСТРОН** В БЛИЖАЙШЕЙ И СРЕДНЕСРОЧНОЙ ПЕРСПЕКТИВЕ БУДУТ ЗАПУЩЕНЫ НОВЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ ОБСЕРВАТОРИИ: **СПЕКТР-РГ - 2014; СПЕКТР-УФ - 2016; ГАММА-400 - 2018; СПЕКТР-МИЛЛИМЕТРОН - 2020** И РЯД ДРУГИХ ВСЕ ОНИ ИМЕЮТ ВЫСОКУЮ НАУЧНУЮ ЗНАЧИМОСТЬ И ПО СВОИМ ПАРАМЕТРАМ ПРЕВОСХОДЯТ СОВРЕМЕННЫЕ МИРОВЫЕ АНАЛОГИ

**СПЕКТР-М
МИЛЛИМЕТРОН**

ОРБИТАЛЬНАЯ АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ НА ПЛАТФОРМЕ **НАВИГАТОР** - ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ИНСТРУМЕНТ ИССЛЕДОВАНИЯ ВСЕЛЕННОЙ В МИЛЛИМЕТРОВОМ, СУБМИЛЛИМЕТРОВОМ И ИНФРАКРАСНОМ ДИАПАЗОНАХ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

2020

ГАММА-400

ОРБИТАЛЬНАЯ АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ НА ПЛАТФОРМЕ **НАВИГАТОР** ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРИРОДЫ ТЕМНОЙ МАТЕРИИ, РАЗВИТИЯ ТЕОРИИ ПРОИСХОЖДЕНИЯ ВЫСОКО-ЭНЕРГЕТИЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ЛУЧЕЙ И ФИЗИКИ ЭЛЕМЕНТАРНЫХ ЧАСТИЦ. ИССЛЕДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ГАММА-ИЗЛУЧЕНИЯ В ДИАПАЗОНЕ ВЫСОКИХ ЭНЕРГИЙ И ПОИСКА ГАММА-ВСПЛЕСКОВ

2018

СПЕКТР-РГ

ОРБИТАЛЬНАЯ АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ РЕНТГЕН-ГАММА ОБСЕРВАТОРИЯ НА ПЛАТФОРМЕ **НАВИГАТОР** ПРЕДНАЗНАЧЕНА ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ВСЕЛЕННОЙ В ГАММА И РЕНТГЕНОВСКОМ СПЕКТРАЛЬНЫХ ДИАПАЗОНАХ. ПРОЕКТ ПРЕДПОЛАГАЕТ СОЗДАНИЕ НАЦИОНАЛЬНОЙ ОБСЕРВАТОРИИ АСТРОФИЗИКИ ВЫСОКИХ ЭНЕРГИЙ

2014

КОНУС

МАЛЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ НА ПЛАТФОРМЕ **КАРАТ** ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ С ВЫСОКИМ РАЗРЕШЕНИЕМ: ВРЕМЕННЫХ ПРОФИЛЕЙ И СПЕКТРОВ ГАММА-ВСПЛЕСКОВ; ИССЛЕДОВАНИЯ НОВЫХ ПРОЯВЛЕНИЙ АКТИВНОСТИ ИСТОЧНИКОВ МЯГКИХ ПОВТОРНЫХ ВСПЛЕСКОВ И ПОИСК НОВЫХ ГАММА-РЕПИТЕРОВ; ИССЛЕДОВАНИЯ НЕОБЫЧНЫХ ТРАНЗИЕНТНЫХ ЯВЛЕНИЙ В КОСМИЧЕСКОМ РЕНТГЕНОВСКОМ И ГАММА-ИЗЛУЧЕНИИ. ИССЛЕДОВАНИЯ БУДУТ ПРОВОДИТСЯ В РЕЖИМЕ МОНИТОРИНГА С ПОСТОЯННЫМ ОБЗОРОМ ВСЕЙ НЕБЕСНОЙ СФЕРЫ В ОТСУТСТВИИ ПОМЕХ ОТ РАДИАЦИОННЫХ ПОЯСОВ И ЭКРАНИРОВАНИЯ ЗЕМЛЕЙ

2014

АРКА

МАЛЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ НА ПЛАТФОРМЕ **КАРАТ** - ОРБИТАЛЬНАЯ СОЛНЕЧНАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ С КОМПЛЕКСОМ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ СВЕРХВЫСОКОГО ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ ТЕЛЕФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ И МОНИТОРИНГА АКТИВНЫХ СОЛНЕЧНЫХ ОБЛАСТЕЙ

2015

СПЕКТР-УФ

ОРБИТАЛЬНАЯ ПРЕЦИЗИОННАЯ АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ ВИДИМОГО И УЛЬТРАФИОЛЕТОВОГО СПЕКТРОВ НА ПЛАТФОРМЕ **НАВИГАТОР**

2016

СПЕКТР-Р

КОСМИЧЕСКИЙ РАДИОТЕЛЕСКОП-ИНТЕРФЕРОМЕТР ПРОЕКТА **РАДИОАСТРОН**

2011

ИНТЕРГЕЛИОЗОНА

АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ НА ПЛАТФОРМЕ **НАВИГАТОР** - ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ТЕЛЕФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ И ИЗМЕРЕНИЙ В БЛИЖАЙШЕЙ ОКРЕСТНОСТИ СОЛНЦА НА РАССТОЯНИЯХ 30-60 ЕГО РАДИУСОВ И ПОЛУЧЕНИЯ НОВОЙ НАУЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ МИРОВОГО УРОВНЯ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ВНЕЗЕМЛИТЕЛЬНЫХ НАБЛЮДЕНИЙ СОЛНЦА, В ТОМ ЧИСЛЕ И ЕГО ПОЛОСОВ

2017