

РОССИЙСКАЯ
АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ
ОБСЕРВАТОРИЯ
РАДИОАСТРОН
ВКЛЮЧАЕТ В СЕБЯ:

- 10-МЕТРОВЫЙ
КОСМИЧЕСКИЙ
РАДИОТЕЛЕСКОП,
СОЗДАЮЩИЙ
С КРУПНЕЙШИМИ
НАЗЕМНЫМИ
ТЕЛЕСКОПАМИ
РЕКОРДНЫЙ
НАЗЕМНО-
КОСМИЧЕСКИЙ
ИНТЕРФЕРОМЕТР
С БАЗОЙ НАМНОГО
БОЛЬШЕ ЗЕМЛИ
(ДО 360000 КМ)
- НАУЧНЫЙ КОМПЛЕКС
ПЛАЗМА-Ф
- ВЫСОКОПРЕЦИЗИОННУЮ
ОРБИТАЛЬНУЮ
ПЛАТФОРМУ
НАВИГАТОР

3

ГОДА УСПЕШНОЙ
РАБОТЫ НА ОРБИТЕ

С РЕКОРДНЫМ УГЛОВЫМ
РАЗРЕШЕНИЕМ ИНТЕРФЕРОМЕТРА

$3 \cdot 10^{-5}$ УГЛОВЫХ СЕКУНД

И ВРЕМЕННЫМ $3 \cdot 10^{-2}$ СЕКУНД

ДЛЯ КОМПЛЕКСА **ПЛАЗМА-Ф**

ИССЛЕДОВАНО БОЛЕЕ

100 КВАЗАРОВ И РАДИОГАЛАКТИК,

20 ПУЛЬСАРОВ,

15 КОСМИЧЕСКИХ МАЗЕРОВ

ИЗМЕРЕНЫ ПАРАМЕТРЫ

СОЛНЕЧНОГО ВЕТРА И

ПОТОКОВ ЭНЕРГИЧНЫХ ЧАСТИЦ

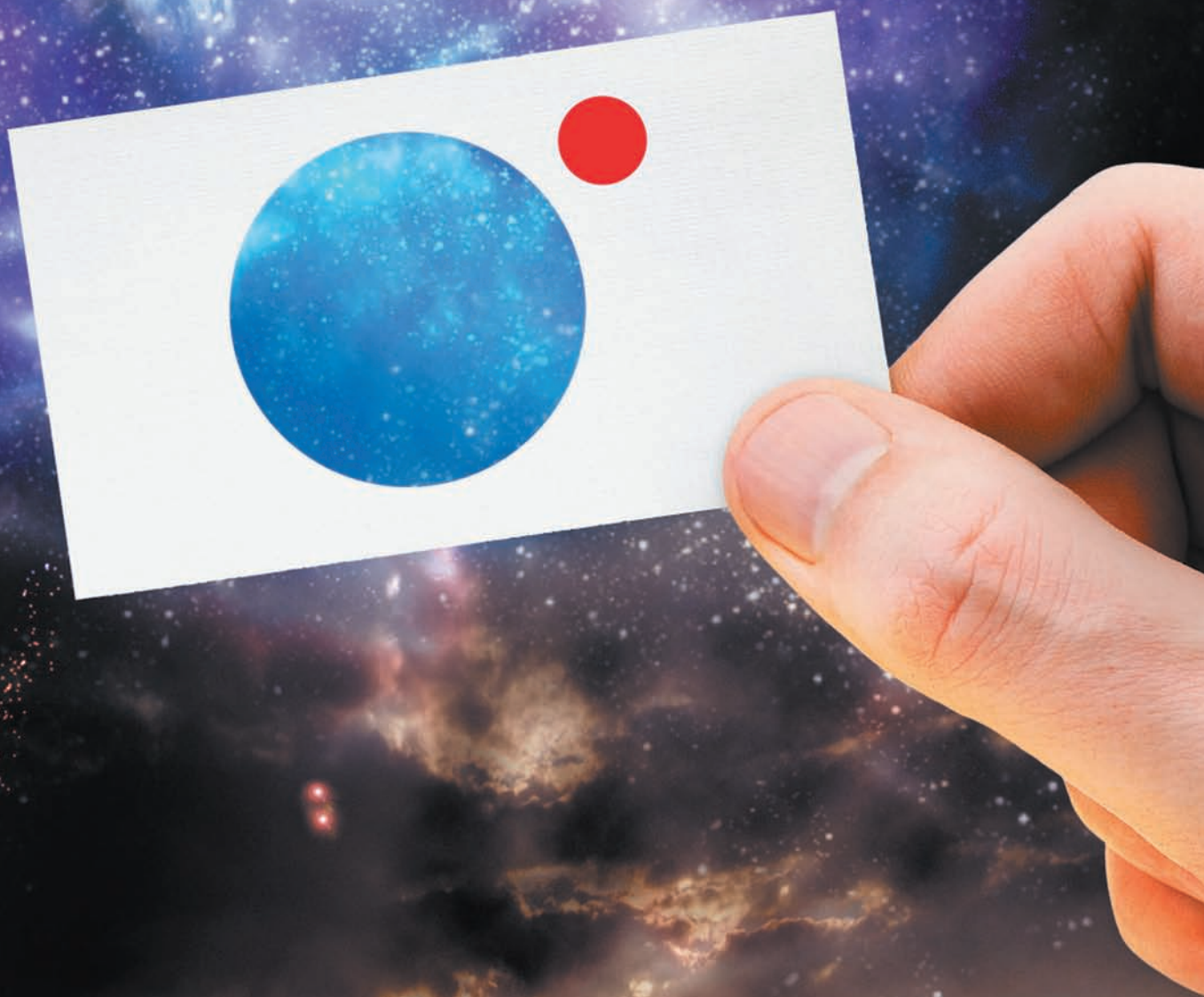
ПОЛУЧЕНЫ НОВЫЕ УНИКАЛЬНЫЕ НАУЧНЫЕ

РЕЗУЛЬТАТЫ, ПРЕВЫШАЮЩИЕ МИРОВОЙ УРОВЕНЬ

СПУТНИК

СТРАХОВОЙ ЦЕНТР

Реклама. Номер лицензии: СЗ54177



СТРАХОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

 +7 495 787 25 25

с о д е р ж а н и е

Редакционная статья	3
Кардашев Н.С., Алакоз А.В., Ковалев Ю.Ю., Попов М.В., Соболев А.М., Соколовский К.В.	
«РАДИОАСТРОН»: итоги выполнения ранней научной программы исследований объектов Вселенной со сверхвысоким угловым разрешением	4
Зеленый Л.М., Застенкер Г.Н., Петрукович А.А., Чесалин Л.С. и др.	
Эксперимент «ПЛАЗМА-Ф»: три года работы на орбите.	12
Кардашев Н.С., Хартов В.В., Крейсман Б.Б., Погodin А.В., Пономарев Ю.Н., Филиппова Е.Н., Шейхет А.И.	
Проектирование орбиты космического аппарата «СПЕКТР-Р» для наземно-космического интерферометра	37
Каневский Б.З., Смирнов А.И., Сазанков С.В., Белоусов К.Г. и др.	
Наземная станция слежения. Проект «РАДИОАСТРОН»	47
Анрианов А.С., Гири И.А., Жаров В.Е., Костенко В.И., Лихачев С.Ф., Шацкая М.В.	
Корреляционная обработка данных наземно-космического интерферометра «РАДИОАСТРОН»	55
Белоусов К.Г., Дронова О.Б., Лихачев С.Ф., Чибисов А.В.	
Система регистрации радиоастрономических данных	60
Шацкая М.В., Абрамов А.А., Гири И.А., Костенко В.И., Лихачев С.Ф., Селиверстов С.И., Федоров Н.А.	
Развитие центра обработки научной информации проекта «РАДИОАСТРОН»	65
Комовкин С.В., Мельников И.Н., Молчанов К.В., Калашников А.И.	
Наземный сегмент управления полетом КА «СПЕКТР-Р»	72
Артюхов М.И., Воробьев А.З., Калашников А.И., Ширшаков А.Е.	
Особенности управления космическим аппаратом «СПЕКТР-Р»	77
Войнаков С.М., Филиппова Е.Н., Шейхет А.И., Якимов В.Е.	
Функциональные ограничения на ориентацию бортовых и наземных средств в проекте «РАДИОАСТРОН»	85
Астафин А.С., Ковалев В.С., Комаев Р.В., Моисеев А.А., Цвелев В.М., Серебренников В.А.	
Создание прецизионной конструкции крупногабаритного космического радиотелескопа	91
Архипов М.Ю., Теплов П.П., Кузнецов Д.А.	
К вопросу о численном моделировании динамики конструкции космического аппарата «СПЕКТР-Р»	96
Теплов П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Ермаков В.Ю.	
Анализ режимов работы космического аппарата «СПЕКТР-Р» для различных алгоритмов управления приводом остронаправленной антенны	100
Хартов В.В., Мартынов М.Б., Бабышкин В.Е., Москатынцев И.В., Митский А.С.	
Новая высокоэллиптическая гидрометеорологическая космическая система «АРКТИКА-М»	104
Бармин И.В., Данхэм Д.У., Кулагин В.П., Савиных В.П., Цветков В.Я.	
Координатное обеспечение системы глобального мониторинга	109
Воронцов В.А., Говоренко Г.С., Малышев В.В., Пичхадзе К.М., Поршнев В.А., Сафронов В.В., Тетерин Д.П.	
Методика выбора эффективных вариантов систем десантирования на планеты Солнечной системы	116

журнал является рецензируемым изданием

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

ежеквартальный научно-технический журнал издается с 2009 года

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

К.А. Занин

Х.Ж. Карчаев

М.Б. Мартынов

А.А. Моисеев

А.Е. Назаров

В.М. Романов

А.В. Савченко

С.Н. Солодовников

редакционный совет

председатель д.т.н., профессор

В.В. Хартов

чл.-корр. РАН

О.М. Алифанов

д.ф.-м.н., профессор

В.В. Асмус

академик РАН

А.А. Боярчук

д.т.н., профессор

Б.И. Глазов

академик РАН

Л.М. Зеленый

чл.-корр. АНРТ

Х.И. Ибадинов

д.т.н., профессор

А.А. Любомудров

академик РАН

М.Я. Маров

д.т.н., профессор

Ю.А. Матвеев

д.т.н., профессор

В.Ю. Мелешко

д.ф.-м.н., чл.-корр. НАН Беларуси

О.Г. Пенязьков

академик РАН

Г.А. Попов

д.т.н., профессор

В.Е. Усачов

д.т.н.

В.С. Финченко

д.т.н., профессор

Е.Н. Хохлачев

чл.-корр. РАН

Б.М. Шустов

академик НАН Украины

Я.С. Яцкив

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 № ФС77-55759
от 28 октября 2013 г.

ISSN 2075-6941

14003



9 772075 694002



>

chief editor –
d.eng., professor

K.M. Pichkhadze

deputy chief editor –
d.eng., professor

V.V. Efanov

editorial board

c.sc. (eng.)

P.A. Greshilov

V.M. Davydov

d.eng.

K.A. Zanin

c.sc. (ec.)

K.Z. Karchayev

c.sc. (eng.)

M.B. Martynov

c.sc. (eng.)

A.A. Moisheev

d.eng.

A.E. Nazarov

c.sc. (ec.)

V.M. Romanov

A.V. Savchenko

S.N. Solodovnikov

editorial council

chairman – d.eng., professor

V.V. Khartov

corresponding member RAN

O.M. Alifanov

doctor of physical and mathematical
sciences, professor

V.V. Asmus

academician RAN

A.A. Boyarchuk

d.eng., professor

B.I. Glazov

academician RAN

L.M. Zelenyi

corresponding member ANRT

H.I. Ibadinov

d.eng., professor

A.A. Lyubomudrov

academician RAN

M.Y. Marov

d.eng., professor

Y.A. Matveev

d.eng., professor

V.Y. Meleshko

doctor of physical and mathematical
sciences, corresponding member NASB

O.G. Penyazkov

academician RAN

G.A. Popov

d.eng., professor

V.E. Usachov

d.eng.

V.S. Finchenko

d.eng., professor

E.N. Khokhlachev

corresponding member RAN

B.M. Shustov

academician NASU

Ya.S. Yatskiv

**the journal is a reviewed
publication**

f o u n d e r

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

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

Editorial article	3
Kardashev N.S., Alakoz A.V., Kovalev Y.Y., Popov M.V., Sobolev A.M., Sokolovsky K.V. «RADIOASTRON»: main results of the implementation of the Early Science Program in studies of astromonomical objects in the Universe with ultra-high angular resolution	4
Zelenyi L.M., Zastenker G.N., Petrukovich A.A., Chesalin L.S. et al. «PLAZMA-F» experiment: 3 years of operation on orbit.	12
Kardashev N.S., Khartov V.V., Kreisman B.B., Pogodin A.V., Ponomarev Yu.N., Filippova E.N., Sheikhet A.I. «SPEKTR-R» spacecraft orbit design for ground-space interferometer.	37
Kanevskiy B.Z., Smirnov A.I., Sazankov S.V., Belousov K.G. et al. The Earth-based tracking station. «RADIOASTRON» project	47
Andrianov A.S., Guirin I.A., Jarov V.E., Kostenko V.I., Likhachev S.F., Shatskaya M.V. Correlator of the FIAN Astro Space Center in «RADIOASTRON» mission	55
Belousov K.G., Dronova O.B., Likhachev S.F., Chibisov A.V. Device for recording of radioastronomical data	60
Shatskaya M.V., Abramov A.A., Guirin I.A., Kostenko V.I., Likhachev S.F., Seliverstov S.I., Fedorov N.A. Development of Data Processing Center of «RADIOASTRON» Project	65
Komovkin S.V., Melnikov I.N., Molchanov K.V., Kalashnikov A.I. Ground segment for «SPEKTR-R» SC flight control	72
Artyukhov M.I., Vorobyov A.Z., Kalashnikov A.I., Shirshakov A.E. Features control of spacecraft «SPEKTR-R»	77
Voinakov S.M., Filippova E.N., Sheikhet A.I., Yakimov V.E. Functional constraints for orientation of onboard and ground aids for «RADIOASTRON» project.	85
Astavin A.S., Kovalev V.S., Komaev R.V., Moisheev A.A., Tsvelev V.M., Serebrennikov V.A. Development of precision structure of large-size space radio telescope.	91
Arhipov M.Yu., Telepnev P.P., Kuznetsov D.A. On the question of numerical simulation of «SPEKTR-R» spacecraft structure dynamics. ...	96
Telepnev P.P., Efanov V.V., Kuznetsov D.A., Ermakov V.Yu. Analysis of «SPEKTR-R» spacecraft operating modes for various algorithms of high gain antenna drive contro	100
Khartov V.V., Martynov M.B., Babyshkin V.E., Moskatiniyev I.V., Mitkin A.S. New high-elliptical hydrometeorological «ARKTIKA-M» Space System.	104
Barmin I.V., Dunham D.W., Kulagin V.P., Savinykh V.P., Tsvetkov V.Ya. Coordinate implementation for global monitoring System.	109
Vorontsov V.A., Govorenko G.S., Malyshev V.V., Pichkhadze K.M., Porshnev V.A., Safronov V.V., Teterin D.P. Technique of the effective options selection of the descent systems for solar system planets.	116

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 «VESTNIK «NPO IM. S.A. LAVOCHKINA»
- post-graduates have not to pay for the publication of articles
- magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspase.ru>
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JURNALY» (ROSPECHAT)
- © FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»
- © article writers

scientific and technical quarterly journal published since 2009

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

Редакционная статья

С незапамятных времен людей интересовали Солнце, Луна, другие планеты, звездные миры. Немало мифов Древней Греции связано со звездными скоплениями, созвездиями и галактиками, по расположению планет и звезд предсказывали будущее. Почти до середины XX века обозревать Вселенную можно было только оптически-ми средствами, и лишь не так давно, менее 100 лет назад, к оптической астрономии добавились гамма, рентгеновская, инфракрасная, ультрафиолетовая и радиоастрономия. Это позволило необычайно расширить пределы познания мироздания, создать модель Вселенной, лучше понимать законы возникновения и эволюции многих астрономических объектов. Однако многие основополагающие вопросы астрономии все еще остаются непознанными, и чем больше мы узнаем, тем больше появляется новых сложных проблем, в том числе вопрос о существовании многоэлементной Вселенной.

Прогресс в астрономии стал возможным благодаря выведению астрономических инструментов в космос и изучению объектов в широком спектре электромагнитного излучения, а также благодаря новым технологиям создания телескопов и методам обработки получаемой информации.

В НПО им. С.А. Лавочкина были созданы автоматические орбитальные астрофизические обсерватории, работающие в ультрафиолетовом спектре излучения («АСТРОН» – 1983–1989 годы успешной научной работы), а также в рентгеновском и гамма-диапазонах электромагнитного излучения («ГРАНАТ» – 1989–1998 годы успешной научной работы). Реализация в те годы указанных проектов позволила России выйти на мировой уровень в астрофизических исследованиях.

Настал черед работы и орбитальной автоматической радиоастрономической обсерватории «СПЕКТР-Р – РАДИОАСТРОН». Она была запущена в космос 18 июля 2011 года с космодрома Байконур ракетой космического назначения «ЗЕНИТ» с разгонным блоком «ФРЕГАТ-СБ».

Главными параметрами, препятствующими углубленным исследованиям в радиоастрономии, являются чувствительность и угловое разрешение. Эти параметры можно реализовать только в космосе. Чувствительность радиотелескопа в значительной мере определяется площадью его антенны и искажениями (шумами) приемников. Угловое разрешение удалось на несколько порядков улучшить благодаря использованию интерферометрического метода, в котором разрешение определяется расстоянием между антеннами. Последние достижения в области обработки информации на ЭВМ и в радиофизике позволили создать радиоинтерферометры со сверхдлинной базой. На Земле такую базу можно создать соизмеримой с диаметром нашей планеты. В результате исследований, проведенных на этих интерферометрах, выявилось, что многие интересные объекты, такие как ядра активных галактик, нейтронные звезды, области звездообразования, очень компактны и не «видны» интерферометрам с наземной базой. В 80-е годы XX века начались разработки проектов с базой Земля – Космос.

В начале 1980-х было принято совместное решение Минобщеша СССР и Академии наук СССР о проектировании космического телескопа с большой точностью поверхности для возможности исследований в диапазоне самых коротких волн сантиметрового диапазона. На этом основании в НПО им. С.А. Лавочкина и АКЦ ФИАН им. П.Н. Лебедева была начата разработка наземно-космического интерферометра с базой намного больше диаметра Земли для проведения радиоастрономических наблюдений в диапазоне от 1 см до 1 м.

Эффективная трехлетняя научная эксплуатация орбитальной астрофизической обсерватории «СПЕКТР-Р – РАДИОАСТРОН» подтвердила работоспособность созданной нами крупнейшей жесткой размеротермостабильной космической антенны диаметром 10 м и крупнейшего интерферометра с базой до 350 тысяч км, который обеспечил рекордное угловое разрешение в $3 \cdot 10^{-5}$ угловых секунд при наблюдении источников во Вселенной.

Для успешного выполнения научной программы была организована международная кооперация, охватывающая все континенты и включающая более 30 наземных радиотелескопов. Международный программный комитет ведет отбор заявок на проведение исследований.

После весьма успешного широкомасштабного проекта «Интербол», выполненного ИКИ РАН с кооперацией (1995–2000 годы), на двух субспутниках «МАГИОН-4, -5» в миссии «СПЕКТР-Р» осуществлен более скромный, но весьма интересный плазменно-магнитный (и с регистрацией энергичных космических частиц) попутный эксперимент на высокоапогейном спутнике («ПЛАЗМА-Ф»). Его цель – непрерывное мониторирование параметров плазмы и энергичных частиц межпланетной среды (как часть «космической погоды»), а также изучение высокочастотной турбулентности этих параметров путем измерений с уникально высоким временным разрешением. Весьма важно, что высокоапогейная орбита описываемого спутника предоставляет возможность для проведения длительных (семь суток) систематических измерений в межпланетной среде.

Описанная орбитальная обсерватория создана в НПО им. С.А. Лавочкина на универсальной многофункциональной космической платформе «НАВИГАТОР». На этой же платформе на ближайшую перспективу строятся астрофизические комплексы «СПЕКТР-РГ» и «СПЕКТР-УФ».

В ряде последующих статей этого номера описаны полученные основные научные результаты исследований, проектно-конструкторские и технологические решения, принятые при создании космического комплекса «СПЕКТР-Р – РАДИОАСТРОН» и подтвердившие свою эффективность, а также особенности баллистического орбитального построения и управления объектом в полете.

«РАДИОАСТРОН»: ИТОГИ ВЫПОЛНЕНИЯ РАННЕЙ НАУЧНОЙ ПРОГРАММЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ОБЪЕКТОВ ВСЕЛЕННОЙ СО СВЕРХВЫСОКИМ УГЛОВЫМ РАЗРЕШЕНИЕМ

Н.С. Кардашев¹, **А.В. Алакоз¹**, **Ю.Ю. Ковалев¹**,
 академик РАН, кандидат физико-математических наук,
 nkardash@asc.rssi.ru; yyk@asc.rssi.ru;
N.S. Kardashev, **A.V. Alakoz**, **Y.Y. Kovalev**
 наука, rett@asc.rssi.ru;

«RADIOASTRON»: MAIN RESULTS OF THE IMPLEMENTATION OF THE EARLY SCIENCE PROGRAM IN STUDIES OF ASTRONOMICAL OBJECTS IN THE UNIVERSE WITH ULTRA-HIGH ANGULAR RESOLUTION

М.В. Попов¹, **А.М. Соболев²**, **К.В. Соколовский¹**,
 доктор физико-математических наук, кандидат физико-математических наук, доктор
 наук, mpopov@asc.rssi.ru; kirx@scan.sai.msu.ru;
M.V. Popov, **A.M. Sobolev**, **K.V. Sokolovsky**
 наук, Andrej. Sobolev@urfu.ru;

В статье представлены основные итоги выполнения ранней научной программы миссии «РАДИОАСТРОН». Были получены интерферометрические отклики на наземно-космических базах для всех типов исследованных радиоисточников (квазаров, пульсаров и космических мазеров) и во всех диапазонах радиоволн (от метрового до сантиметрового). Такие измерения обеспечили рекордное угловое разрешение, достигающее в ряде случаев нескольких десятков микросекунд дуги. Это обеспечило получение уникальных научных результатов, касающихся природы процессов, происходящих в окрестностях сверхмассивных черных дыр, структуры неоднородностей межзвездной плазмы и динамики компактных объектов в областях звездообразования.

Ключевые слова:
 наземно-космический интерферометр;
 радиоинтерферометрические наблюдения
 со сверхдлинными базами (РСДБ);
 активные галактические ядра (АГЯ);
 квазары; пульсары; космические мазеры.

ВВЕДЕНИЕ

В 2011 году была успешно введена в эксплуатацию уникальная обсерватория размерами почти от Земли до Луны – «РАДИОАСТРОН», объединяющая 10-метровый российский космический радиотелескоп и крупнейшие мировые наземные телескопы в единый наземно-космический интерферометр. Проект создан по заказу Российской Академии наук в рамках Российской космической программы. Головной разработчик проекта – НПО им. С.А. Лавочкина,

The paper presents the main results of the implementation of the «RADIOASTRON» Early Science Program. Interferometric responses (fringes) were obtained for all types of studied radio sources (quasars, pulsars and cosmic masers) and in all ranges of wavelengths (from meter to centimeter range) with large space-ground baselines. Such measurements have provided a record angular resolution, in some cases reaching several tens of microseconds of arc. This brings unique scientific results concerning the nature of the processes occurring in the vicinity of supermassive black holes, the structure of the interstellar plasma inhomogeneities and dynamics of compact objects in star forming regions.

Key words:
 space-ground interferometer;
 Very Long Baseline Interferometry (VLBI);
 active galactic nuclei (AGN);
 quasars; pulsars; cosmic masers.

головная научная организация – Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН. Многие технические решения, реализованные на космическом аппарате, по-настоящему инновационны и уникальны. Как отмечают специалисты в России и за рубежом, этот в высшей степени успешный проект определяет на сегодняшний день мировой уровень радиоастрономических наблюдений из космоса.

¹ Астрокосмический центр Физического института им. П. Н. Лебедева РАН, Россия, г. Москва.

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

² ФГАОУ ВПО «УрФУ имени первого Президента России Б.Н. Ельцина», Россия, г. Екатеринбург.

Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Professional Education «Ural Federal University named after the first President of Russia B.N. Yeltsin», Russia, Ekaterinburg.

Космический радиотелескоп (КРТ) установлен на специализированном спутнике «СПЕКТР-Р». Он работает в четырёх диапазонах радиоволн 1.2–1.6, 6.2, 18 и 92 см, в двух поляризационных каналах с правой и левой круговой поляризацией. Принятые КРТ сигналы от космических радиоисточников преобразуются в цифровую форму и передаются в реальное время на станции приема научных данных (Пушино под Москвой и Грин Бэнк в США) по радиолинии с полосой 144 Мбит/с. Синхронизация сигналов и преобразования частот на борту спутника осуществляются от бортового водородного стандарта частоты. В управлении, слежении, приеме и передаче информации, участвует ряд наземных объектов: Центр управления полётами (ЦУП) НПО им. С.А. Лавочкина; антенны дальней космической связи в Уссурийске и в Медвежьих Озёрах, используемые для управления спутником, (передача команд и прием телеметрии); станции приема научных данных в Пушино ФИАН и Грин Бэнк Национальной обсерватории США; лазерные станции измерения дальности, наземные радиотелескопы, участвующие в наблюдениях. Российская геодезическая радиоинтерферометрическая сеть «КВАЗАР» Института прикладной астрономии в Санкт-Петербурге оказывает большую поддержку проекту «РАДИОАСТРОН» путем проведения совместных с космическим телескопом наблюдений на трёх 32-м радиотелескопах института. Заключительные этапы подготовки проекта описаны в нашем журнале в статье Н.С. Кардашева с соавторами (Александров Ю.А., Андреев В.В., Бабакин Н.Г., Бабышкин В.Е. и др., 2011), результаты летных испытаний представлены в публикациях (Авдеев В.Ю., Алакоз А.В., Александров Ю.А., Андреев В.В. и др., 2012; Кардашев Н.С., Хартов В.В., Абрамов В.В., Авдеев В.Ю. и др., 2013), а реализованные параметры наземно-космического интерферометра даются в работе (Kovalev Y.Y. et al., 2014). В 2014 году готовится специальный выпуск журнала «Космические исследования», в котором будут описаны технические подробности, касающиеся бортового научного комплекса, а также особенности управления миссией и вопросы баллистического обеспечения.

Научная программа обсерватории «РАДИОАСТРОН» осуществляется Астрокосмическим центром (АКЦ) Физического института им. П.Н. Лебедева. Функционирование спутника «СПЕКТР-Р» поддерживается Российским космическим агентством «Роскосмос» и осуществляется НПО им. С.А. Лавочкина. Измерения для определения орбиты и анализ этих данных проводятся баллистической группой Института прикладной математики им. М.В. Келдыша в Москве. Научные данные с космического радиотелескопа, принятые станциями слежения, записываются в формате «RadioAstron Data Format» (RDF), разработанном специально для этого проекта. Корреляция данных осуществляется на кор-

реляторе центра обработки данных АКЦ. Корреляция данных частично проводится на корреляторе Института радиоастрономии Макса Планка в Бонне (ФРГ) и на корреляторе Европейского института радиоинтерферометрии в Двингелоо (JIVE, Нидерланды).

В данной публикации мы приводим краткие итоги выполнения ранней научной программы (РНП) проекта «РАДИОАСТРОН» международными научными группами по исследованию ядер активных галактик, пульсаров, межзвездной среды и мазеров. Научные группы публикуют полные результаты РНП в серии отдельных статей.

1. Научная программа

Главная цель проекта: с помощью космического телескопа, работающего в связке с наземными телескопами по принципу интерферометра, добиться ранее не достижимого пространственного разрешения на определенных длинах волн и благодаря этому обеспечить новое качество научных данных в радиодиапазоне. В частности, становится возможным измерить размеры и построить радиоизображения тех объектов, которые казались точечными. Удастся изучить тонкую структуру джетов (струй вещества), с большой скоростью истекающего из центров активных галактик в окрестности сверхмассивных черных дыр. Важной задачей является измерение яркостной температуры в области генерации радиоизлучения. По свойствам принятого интерферометром радиоизлучения также можно изучать космическую плазму – вещество межзвездной среды, которое определенным образом искажает пришедший к нам радиосигнал от самых компактных источников излучения – пульсаров. Отдельная задача состоит в изучении кинематики и динамики компактных источников мазерного линейчатого радиоизлучения в областях звездообразования.

Выполнение миссии «РАДИОАСТРОН» начиналось с летных испытаний, первой частью которых были инженерные проверки функционирования основных систем космического аппарата. Затем было проведено раскрытие зеркала радиотелескопа, включение приборов бортового научного комплекса и проверка всего научного комплекса в автономном режиме путем приема излучения от калибровочных радиоисточников. Эти испытания заняли примерно три месяца, и в ноябре 2011 года были начаты испытания в интерферометрическом режиме с привлечением крупнейших радиотелескопов мира. Первые же интерферометрические наблюдения оказались успешными. Испытания продолжались до мая 2012 года, проверялись все частотные диапазоны и все моды измерений (источники непрерывного спектра, радиолиний, пульсары). Далее началось выполнение научной программы.

Выполнение научной программы в проекте «РАДИОАСТРОН» разделяется на три стадии: ранняя науч-

ная программа (РНП), Ключевая научная программа (КНП) и общая научная программа (ОНП). Ранняя научная программа выполнялась участниками проекта и организациями, которые предоставили свои крупные наземные радиотелескопы как наземное плечо интерферометра. РНП началась в феврале 2012 года и продолжалась до конца июня 2013 года. Для осуществления РНП были сформированы три научные группы по внегалактическим радиоисточникам, по пульсарам и по мазерным источникам, излучающим радиолинии молекул гидроксила и водяного пара. Участники этих рабочих групп выбирали наиболее перспективные объекты исследования, заказывали необходимое наблюдательное время на наземных радиотелескопах по конкурсным заявкам, составляли программу наблюдений и анализировали результаты с выхода коррелятора. РНП была направлена на получение первых научных результатов и на обеспечение измерения основных параметров наземно-космического интерферометра, анализа особенностей и функциональных ограничений для обеспечения этой информацией потенциальных участников ключевой научной программы – следующего этапа выполнения программы научных исследований в проекте «РАДИОАСТРОН».

В ходе РНП прежде всего было подтверждено, что наземно-космический интерферометр действует и предоставляет данные с рекордным угловым разрешением на коротких длинах волн (1.35 см, 22 ГГц) – в 10 и более раз лучше, чем возможное с помощью только наземных телескопов. Кроме этого, были получены интересные результаты для отдельных объектов программы.

Открытая КНП стартовала 1 июля 2013 года. КНП была составлена на основе конкурсного рассмотрения научных заявок от российских и зарубежных научных коллективов. Для оценки заявок был создан международный экспертный комитет (МЭК), в который вошли авторитетные специалисты из Австралии, Германии, США и России. Поступили 13 коллективных заявок от примерно 200 исследователей из 19 стран мира (Россия, США, Германия, Австралия, Италия, Нидерланды, Великобритания, Украина, Испания, Япония, Южная Корея, Южная Африка, Канада, Польша, Китай, Венгрия, Мексика, Индия, Греция). МЭК одобрил семь научных заявок, которые и составили содержание КНП на период с июля 2013 года по июнь 2014 года. Третий этап программы научных исследований представляет баланс между новыми заявками КНП и ОНП. Он стартовал в июле 2014 года.

2. Основные итоги исследований ранней научной программы

В рамках реализации научной программы миссии «РАДИОАСТРОН» изучались три группы космических объектов: квазары – ядра далеких галактик,

пульсары – нейтронные звезды нашей галактики, космические мазеры в радиолиниях воды и гидроксила, наблюдающиеся в областях образования звезд и планет и оболочках звезд поздних спектральных классов в нашей галактике, а также в областях звездообразования и окооядерных дисках других галактик.

В наблюдениях участвовали радиотелескопы России, Украины, Австралии, Великобритании, Германии, Индии, Испании, Италии, Нидерландов, Польши, Швеции, Китая, ЮАР, США, Японии и др. Современная информация о состоянии проекта и получаемых научных результатах размещается на сайте миссии «РАДИОАСТРОН» (<http://www.asc.rssi.ru/radioastron/rus/index.html>).

С помощью космического интерферометра было проведено около тысячи сеансов наблюдений с привлечением крупнейших радиотелескопов по всему миру. Интерференционные исследования были проведены для более 100 квазаров и радиогалактик, 20 пульсаров и 15 космических мазеров.

С помощью проекта «РАДИОАСТРОН» удалось побить мировые рекорды по угловому разрешению, реализовав самый зоркий глаз за всю историю научных экспериментов на нашей планете. Сигналы от многих далеких космических объектов уверенно зарегистрированы на базе интерферометра Земля – Космос до 250 тысяч километров. Впервые в научной практике реализована схема интерферометра с проекциями баз такой длины и при успешном детектировании излучения от ультракомпактных областей космических объектов, а именно: 20 диаметров Земли (при исследовании пульсаров на длине волны 92 см); 27, 22 и 15 диаметров Земли (при исследовании квазаров на длине волны 18, 6.2 и 1.3 см); 5 диаметров Земли (при исследовании мазеров на длине волны 1.3 см).

Таким образом, реализован наземно-космический интерферометр, работающий на длинах волн от 92 см до 1.3 см, и достигнуто рекордное угловое разрешение 27 мксек дуги при наблюдении одного из квазаров.

2.1. Исследования ядер активных галактик

Наблюдения квазаров, находящихся на расстояниях до миллиардов световых лет от Земли, позволили получить детальное изображение выбросов горячего вещества (джетов) и измерить ширину сопла выбросов вблизи центральной сверхмассивной черной дыры. По данным «РАДИОАСТРОНа» и телескопов европейской РСДБ-сети были построены первые наземно-космические радиоизображения активных галактик. Изображение лацертиды 0716+714 представлено в статье (*Кардашев Н.С., Хартов В.В., Абрамов В.В., Авдеев В.Ю. и др.*, 2013), а карты 2013+370 и 3C418 можно видеть на рисунке 1; эти изображе-

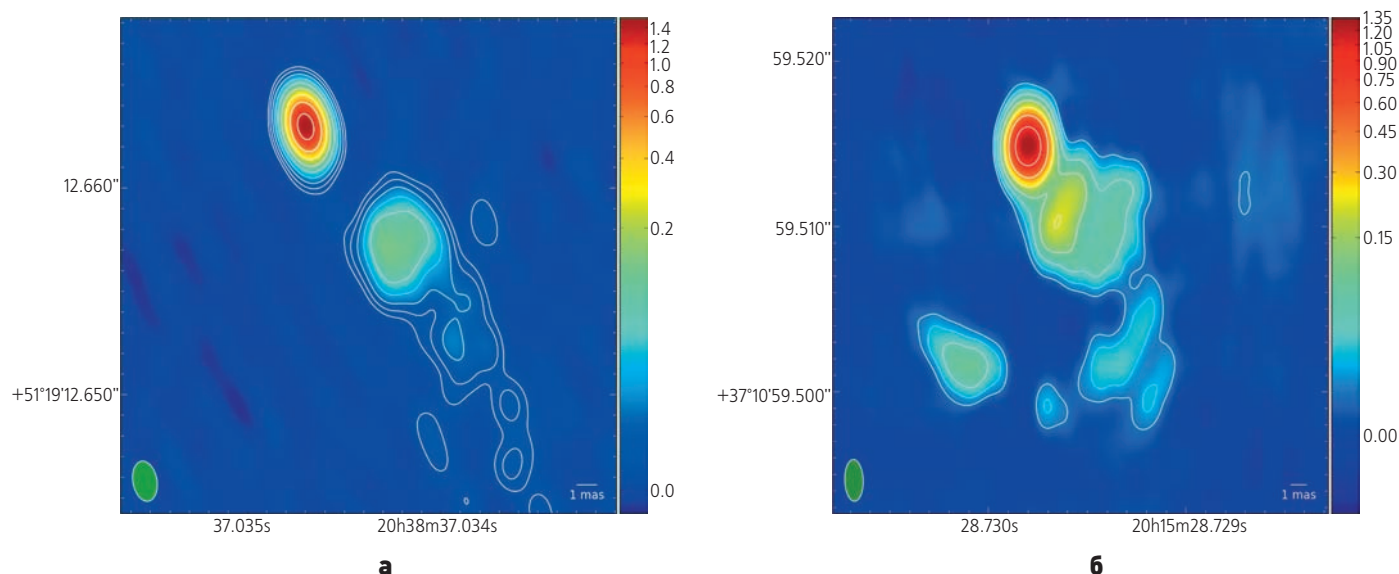
ния построены в диапазоне 6.2 см. В наблюдениях 2013+370 и 3C418 совместно с космическим радиотелескопом участвовали Европейская радиоинтерферометрическая сеть EVN, а также не входящие в сеть телескопы в Евпатории и Усуда (Япония). Эксперимент был проведен 31 октября 2012 года. По горизонтальной оси, изображений на рисунке 1, отложено прямое восхождение, по вертикальной – склонение; цветовая шкала указывает соответствие цвета измеренной плотности потока в единицах Янски/телесный угол диаграммы направленности. Эллипс в нижнем левом углу изображений показывает срез по половине интенсивности синтезированной диаграммы направленности космического интерферометра.

Во всех трёх случаях, благодаря космическому интерферометру, удалось уверенно разрешить джеты в поперечном направлении и измерить ширину их видимого основания. Ширина сопла 0716+714 была оценена около 70 микросекунд дуги, что соответствует 0.3 парсека (около 10 триллионов км). Для 2013+370 и 3C418 ширина видимого основания джета составила 160 и 500 микросекунд (1.2 и 4.3 парсека) соответственно. Эти результаты крайне важны для изучения вопроса формирования и коллимации струй в квазарах. Оцененные яркостные температуры оснований струй во всех трёх объектах (несколько триллионов К) согласуются с моделью излучения релятивистских электронов с доплеровским усилением – именно электроны, как предполагается, и ответственны за излучение джета в активном ядре галактики. Однако для объяснения результатов наблюдений в рамках этой модели скорости выбросов должны быть в несколько раз больше, чем предполагалось ранее.

Основным проектом РНП «РАДИОАСТРОН» в рамках исследования квазаров был обзор яркости их

ядер. Наземные РСДБ эксперименты не чувствительны к экстремальным величинам яркости (Kovalev Y.Y. et al., 2005). Только наземно-космический интерферометр с большими базами (так называют расстояние между двумя телескопами, участвующими в интерферометрических наблюдениях) позволяет проверить наличие или отсутствие очень горячих пятен в ядрах активных галактик. На волнах 18 и 6.2 см интерферометру удалось зарегистрировать излучение многих компактных ядер галактик на базе «РАДИОАСТРОНА» вплоть до 20 диаметров Земли. Это галактики 3C273, 3C279, OJ287, BL Lac, 0529+483, 1642+690 и десятки других. Положительные измерения с детектированием на рекордных длинах баз получены в основном с наиболее чувствительными наземными телескопами: Эффельсберг (Германия), Аресибо и GBT (США). Однако следует заметить, что все наземные радиотелескопы, участвовавшие в обзоре, регулярно демонстрируют положительные измерения с КРТ. На самой короткой длине волны в 1.3 см, как уже упоминалось ранее, рекордные результаты получены с GBT и VLA (США) на проекциях базы интерферометра до 8 диаметров Земли. Общее количество независимых измерений (экспериментов), в рамках которых были получены значения детектирования на экстремальных наземно-космических базах интерферометра от ядер активных галактик, составило примерно 30%. Первые результаты обзора активных ядер галактик, с «РАДИОАСТРОН» представлены в трудах Европейского радиоинтерферометрического симпозиума (Sokolovsky K.V. et al., 2013).

Основные выводы обзора можно сформулировать следующим образом. Сопла струй в активных галактиках оказались значительно горячее, чем считалось ранее. Это привело к качественному изменению понимания природы излучения релятивистских выбросов кваза-



рисунк 1. Результаты картографирования квазаров 2013+370 (а) и 3C418 (б) на длине волны 6.2 см

ров. Предполагаются следующие варианты объяснения этого неожиданного результата: излучение релятивистских протонов, значительно более высокое, чем считалось ранее, Доплеровское усиление излучения, когерентное синхротронное излучение, непрерывное ускорение частиц в видимом сопле струи. Таким образом, этот результат привел к пересмотру как вопроса о природе синхротронного излучения джетов в квазарах, так и о характеристиках межзвездной среды.

2.2. Исследования пульсаров и межзвездной среды

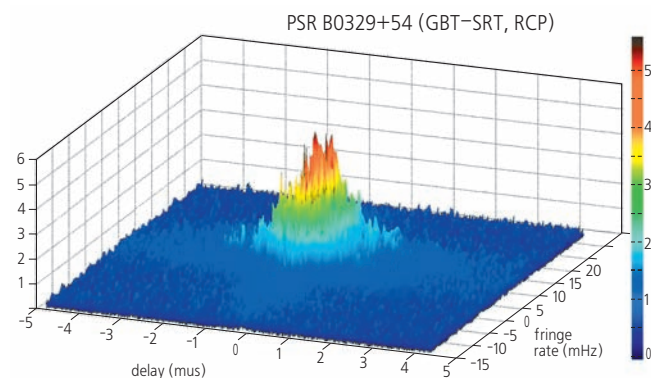
В ходе исследований радиоизлучения пульсаров с помощью наземно-космического интерферометра «РАДИОАСТРОН» интерферометрические отклики получены на частотах 1660 и 324 МГц на всех величинах длины базы интерферометра, вплоть до максимальных в 240000 км (20 диаметров Земли). Это свидетельствует о том, что ни влияние ионосферных флуктуаций, ни эффекты рассеяния на неоднородностях межзвездной плазмы не размывают полностью изображение. Наблюдения пульсаров, физические размеры которых столь малы, что для телескопов они остаются точечными источниками, важны не только для понимания процессов в самих пульсарах, но и для изучения параметров межзвездной среды.

Для пульсара PSR B0950+08 получена информация о распределении межзвездной плазмы на луче зрения, которая рассеивает сигнал и вызывает его мерцания. Космический и наземные телескопы образовывали интерферометр с базой 220000 км, что позволило достичь рекордного разрешения в метровом диапазоне. Флуктуации сигнала имеют вид модуляции на уровне $\approx 40\%$. Было показано, что к такой модуляции могла привести конфигурация плазмы на луче зрения в виде двух рассеивающих слоев и «космической призмы» — достаточно резкого градиента в распределении плазмы, отклоняющего радиоизлучение на углы 1.1–4.4 угловых миллисекунд. Дальний рассеивающий слой находится, скорее всего, на внешней границе Местного пузыря (область разреженного газа внутри галактического рукава) на расстоянии 26–170 пк, а ближний слой (4.4–16.4 пк) находится на ионизированной поверхности молекулярного облака. Спектр турбулентных флуктуаций плотности в обоих слоях следует степенному закону с показателями $\gamma_1 = \gamma_2 = 3.00 \pm 0.08$, что отличается от колмогоровского спектра с $\gamma = 11/3$. Эти результаты нельзя было бы получить при наблюдениях только с поверхности Земли, т.к. зона Френеля при рефракции излучения пульсара превышает диаметр Земли. Результаты этого исследования опубликованы в ведущем международном астрономическом журнале *Astrophysical Journal* (Smirnova T.V., Shishov V.I., Popov M.V., Gwinn C.R. et al., 2014).

Для пульсара B0329+54 обнаружено рефракционное смещение изображения, вызванное движущимися ионосферными возмущениями. Для этого пульсара напрямую измерена полуширина кружка рассеяния, которая оказалась равной 4 миллисекундам дуги по полуширине. На рисунке 2 показана многокомпонентная структура отклика интерферометра для пульсара B0329+54, полученная при величине проекции базы наземно-космического интерферометра на картинную плоскость пульсара в 100000 км, (на наземных базах такой отклик имеет вид одиночного узкого изолированного максимума). По одной горизонтальной оси на рисунке 2 отложены значения запаздывания в интервале от -5 до $+5$ микросекунд времени; по другой горизонтальной оси указаны значения остаточной частоты интерференции от -15 до $+25$ мГц, а по вертикальной оси дана амплитуда функции видности в процентах.

Для пульсара из созвездия Парусов, который демонстрирует самое сильное рассеяние среди исследованных объектов, амплитуда и форма корреляционной функции на наземно-космических базах также является многокомпонентной и не соответствует предсказаниям существующей теории распространения радиоволн через неоднородности межзвездной плазмы, и эта теория нуждается в уточнениях.

Успешными, загадочными и противоречащими предсказаниям теории межзвездной среды оказались результаты наблюдений и всех других пульсаров в проекте. Считалось, что столь высокому разрешению будут препятствовать именно эффекты рассеяния излучения в Галактике по пути к от пульсара к Земле. Полученные же «РАДИОАСТРОНОМ» результаты открывают возможность для изучения турбулентности межзвездной плазмы, более того, заставляют ученых коренным образом пересмотреть структуру компактных турбулентных сгустков рассеивающих экранов.



рисунк 2. Многокомпонентное «изображение» пульсара PSR B0329+54 по наблюдениям на длине волны 92 см

Имеющиеся трактовки эффектов распространения радиоволн через неоднородную межзвездную плазму в нашей Галактике предсказывали, что длинноволновое радиоизлучение от пульсаров и квазаров будет размываться и в результате «РАДИОАСТРОН» не сможет зарегистрировать от них сигналы на больших наземно-космических базах для длин волн 18 и 92 см. Результаты опровергают это предсказание. Данное открытие может существенно поменять наше понимание структуры турбулентных сгустков межзвездной плазмы в нашей галактике.

2.3. Исследования галактических источников мазерного излучения

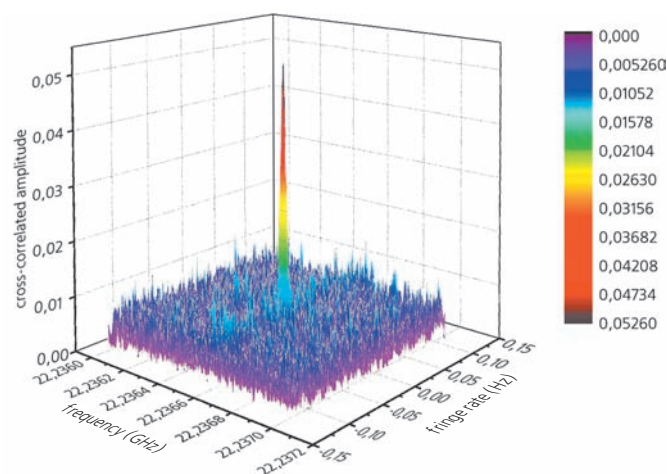
В рамках научной программы по исследованию космических мазеров с помощью наземно-космического интерферометра «РАДИОАСТРОН» были проведены наблюдения 15 источников мазерного излучения молекул гидроксила (на частоте 1665/1667 МГц) и воды (22 235.08 МГц). Мазеры являются очень компактными объектами, зачастую не разрешаемыми даже на самых больших наземных базах и обладающими высочайшей яркостной температурой – до 10^{14} К. Благодаря этим свойствам, с их помощью можно с высокой точностью изучать кинематику и физические параметры объектов в нашей и других галактиках. Наблюдения на наземно-космическом интерферометре позволяют не только исследовать движения в очень удаленных объектах, но и разрешить наиболее компактные детали и дать оценку яркостной температуры мазерного источника и его размеров, что необходимо для понимания механизма накачки и построения модели излучающей области. В ходе проведенных исследований было зарегистрировано излучение от очень компактных мазерных деталей в направлении на шесть областей звездообразования: W3 IRS5, W51M/S, Цефей А и Орион А в линии воды на частоте 22 ГГц, а также W75N и Онсала 1 – в линиях гидроксила на частоте 1.6 ГГц.

При наблюдениях мазерного излучения в линии воды из области формирования массивных звезд W3 IRS5, расположенной на расстоянии 1.8 кпк в спиральном рукаве Персея нашей Галактики, максимальные проекции базы космического интерферометра, на которых был зарегистрирован сигнал, составили 5.28 и 5.42 диаметров Земли (примерно 69000 км), что обеспечило рекордное угловое разрешение (около 40 микросекунд дуги), когда-либо полученное при исследованиях космических мазеров. На рисунке 3 показан пример отклика на излучение водяного мазера в области звездообразования W3 IRS5, полученный на базе космический радиотелескоп – наземный телескоп Торунь (Польша), при проекции базы 5.28

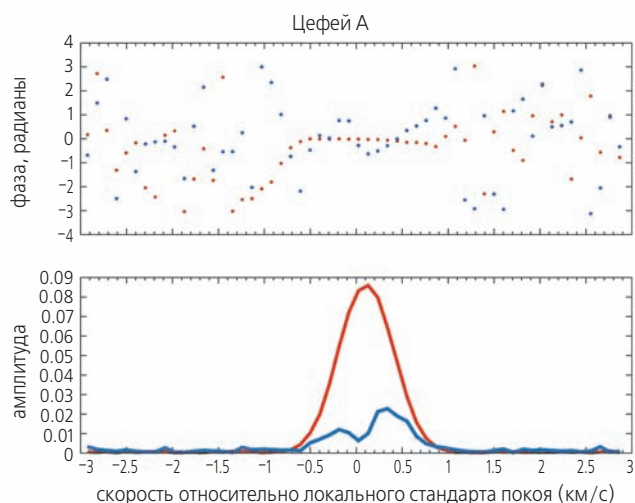
диаметра Земли. По горизонтальным осям приведены: частота наблюдаемого сигнала в геоцентрической системе и значения остаточной частоты интерференции (Гц); по вертикальной оси – нормализованная к единице амплитуда коррелированного сигнала.

Благодаря сопутствующим наблюдениям на японском наземном интерферометре VERA, наблюдавшиеся на наземно-космическом интерферометре детали были отождествлены с компактными объектами, излучающими в радио- и инфракрасном континууме.

В области звездообразования Цефей А, находящейся на расстоянии ~720 пк от Солнца, зарегистрировано излучение от переменной компоненты водяного мазера с угловым разрешением около 60 микросекунд дуги (проекция базы интерферометра во время наблюдений составляла около 3.5 диаметров Земли), что соответствует линейному разрешению около 6.5 миллионов километров. На рисунке 4 представлено сравнение кросс-корреляционных спектров компактной мазерной детали в области звездообразования Цефей А, полученных на наземном (красный цвет) и наземно-космическом плече (синий цвет) интерферометра с проекцией баз 0.24 и 3.5 диаметра Земли соответственно. По осям отложены: нормализованная к единице амплитуда коррелированного сигнала и фаза в радианах в зависимости от лучевой скорости относительно Локального стандарта покоя (амплитуда наземно-космического плеча промасштабирована с увеличением для наглядности). Двойственная структура детали, проявляющаяся на наземно-космической базе, указывает на наличие двух компактных объектов с размерами порядка 10 микросекунд дуги. При этом объекты движутся с большой относительной скоростью. Это означает,



рисунк 3. Отклик на излучение водяного мазера в области звездообразования W3 IRS5



рисунк 4. Сравнение кросс-корреляционных спектров компактной детали в области звездообразования Цефей А

что мазерный источник имеет сложную пространственную и кинематическую сверхтонкую структуру на масштабах, сравнимых с размерами нашего Солнца. Такая картина является возможным указанием на то, что мазерное излучение в данном случае возникает в протозвездных/протопланетных дисках или ячейках турбулентности наименьшего размера, соответствующего масштабу диссипации.

Использование «РАДИОАСТРОНА» впервые обеспечивает угловое разрешение, достаточное для исследования этих важных астрофизических объектов, составляющих основу наших знаний о строении и эволюции межзвездной среды, а также образовании звезд и планет.

Для объекта Онсала 1 наблюдения мазеров гидроксила (1665 МГц) также дали достаточно неожиданный результат. Этот источник, как и большинство областей звездообразования, лежит в плоскости Галактики, где межзвездное рассеяние наиболее сильно. Поэтому наблюдаемое изображение, по существующим представлениям, должно быть сильно размыто. При этом нам удалось получить сигнал на проекции баз примерно 24000 км, что соответствует угловому разрешению 1.5 миллисекунды дуги.

С учетом успешных наблюдений другого гидроксильного мазера W75N, а также ранее проведенных наблюдений G34.26+0.15 и W48 на японском спутнике VSOP (*Slysh V.I. et al.*, 2002), можно сказать, что, как и в случае приведенных выше результатов наблюдений пульсаров и квазаров, наше понимание свойств межзвездного рассеивающего материала требует существенного пересмотра.

Суммарный процент успешного детектирования составляет около 25%. Все зарегистрированные до настоящего времени источники связаны с областя-

ми образования массивных звезд. В большинстве источников на наземно-космических базах наблюдаются сразу несколько компактных деталей, что позволяет исследовать относительные движения компонент.

ВЫВОДЫ

1. Реализован наземно-космический радиоинтерферометр, обеспечивающий рекордное угловое разрешение в четырех диапазонах частот (от метрового до сантиметрового). В ходе реализации проекта впервые решены многие технологические задачи: из композитных материалов создана самая большая высокоточная космическая антенна диаметром 10 метров с автоматическим раскрытием в космосе; впервые в космической практике на борту спутника «СПЕКТР-Р» установлен водородный стандарт частоты отечественного производства; для передачи научных данных успешно реализована широкополосная линия связи (144 Мбод) с дальностью до 350 000 км.

2. В ходе обзора внегалактических компактных радиоисточников (активных галактических ядер и квазаров) обнаружены объекты, яркостная температура которых заметно превышает комптоновский предел, что привело к качественному изменению понимания природы излучения релятивистских выбросов квазаров.

3. Данные «РАДИОАСТРОНА» позволяют восстанавливать изображения струйных выбросов релятивистской плазмы в активных галактиках и измерять ширину сопла джетов. Эти данные важны для исследования природы коллимации струй.

4. Методом зондирования межзвездной плазмы радиоимпульсами пульсаров исследованы характеристики распределения неоднородностей этой плазмы: в направлении на близкий пульсар B0950+08 обнаружено два рассеивающих слоя на расстояниях около 10 и 100 парс от Солнца, а в направлении на самый яркий пульсар Северного полушария небесной сферы (B0329+54) получена оценка верхней границы обрезания спектра неоднородностей 5×10^{12} см.

5. Самый яркий пульсар южного полушария, Vela (созвездие Парусов), продемонстрировал аномальное усиление измеренной наземно-космическим интерферометром функции когерентности. При этом амплитуда и форма корреляционной функции на наземно-космических базах не соответствует предсказаниям существующей теории распространения радиоволн через неоднородности межзвездной плазмы, и эта теория нуждается в уточнениях.

6. Анализ результатов интерферометрии источников мазерного излучения в областях звездообразования указывает на наличие сверхтонкой пространственной структуры компактных деталей и в некоторых случаях указывает на существование большого градиента скорости в изучаемой области звездообразования, примерно на порядок превышающего известные ранее значения. Такая ситуация возможна в центральных частях турбулентных ячеек и протозвездных/протопланетных дисков.

7. Межзвездное рассеяние не лишает нас возможности наблюдать мазеры в плоскости Галактики даже на частотах линий гидроксила (1.66 ГГц) даже на базах, значительно превышающих земной диаметр. Это находится в противоречии с предсказаниями современной теории рассеяния и свидетельствует либо о крайне неоднородном распределении рассеивающего материала, либо о необходимости уточнений самой теории (см. выше, пункт 5 и текст о наблюдениях пульсаров и квазаров).

Проект «РАДИОАСТРОН» осуществляется Астрокосмическим центром Физического института им. П.Н. Лебедева Российской Академии наук и НПО им. С.А. Лавочкина по контракту с Российским космическим агентством совместно с многими научно-техническими организациями в России и других странах. Представленные результаты частично основаны на наблюдениях, выполненных на радиотелескопах ИПА РАН (Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт Прикладной Астрономии Российской Академии наук). Представленные исследования частично основаны на результатах наблюдений радиотелескопа РТ-70 Евпатория, проведенных Радиоастрономическим институтом Национальной Академии наук Украины по контракту с Государственным космическим агентством Украины и Национальным центром управления и испытаний космических средств при технической поддержке Астрокосмического центра Физического института им. П.Н. Лебедева РАН. Полученные результаты также основываются на наблюдениях, выполненных на 100-м радиотелескопе Института Радиоастрономии Макса Планка в Эффельсберге (ФРГ), и на участии Европейской сети РСДБ, включающей в себя национальные инструменты в Европе, Китае и Южно-Африканской республике. Другими инструментами, поддерживающими космический телескоп «РАДИОАСТРОН», были телескопы Национальной радиоастрономической обсерватории США (НРАО), которые функционируют по контракту с Национальным научным фондом (ННФ) и ассоциацией университетов США. Радиотелескоп в Аресибо управляется Международным научно-

исследовательским инновационным центром при объединении средств от ННФ, Столичного университета Анны Г. Мендес (Пуэрто-Рико) и Ассоциации университетов космических исследований. Австралийский телескоп (Компактная решетка), телескопы в Парксе и Мопре и вся Австралийская сеть РСДБ являются составной частью Австралийского национально телескопа и финансируются со стороны Научно-технологической организации стран Британского содружества (CSIRO).

Данная работа частично поддержана грантами РФФИ 13-02-12 103 и 13-02-00 460. Ю.Ю. Ковалев был частично поддержан фондом Династия.

список литературы

Авдеев В.Ю., Алакоз А.В., Александров Ю.А., Андреев В.В. и др. Космическая миссия «РАДИОАСТРОН». Первые результаты // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 3. С. 4-21.

Александров Ю.А., Андреев В.В., Бабакин Н.Г., Бабышкин В.Е. и др. РАДИОАСТРОН (Проект «СПЕКТР-Р») – радиотелескоп много больше Земли. Основные параметры и испытания // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 11-18.

Кардашев Н.С., Хартов В.В., Абрамов В.В., Авдеев В.Ю. и др. «РАДИОАСТРОН» – телескоп размером 300000 км: основные параметры и первые результаты наблюдений // Астрономический журнал. 2013. Т. 90 (3). С. 179-222.

Kovalev Y.Y., Kellermann K.I., Lister M.L., Homan D.C. et al. Sub-Milliarsecond Imaging of Quasars and Active Galactic Nuclei. IV. Fine-Scale Structure // Astronomical Journal. 2005. V. 130. P. 2473-2505.

Kovalev Y.Y. et al. Space VLBI mission RadioAstron: first interferometric fringes // Astronomy & Astrophysics, 2014.

Slysh V.I. et al. Space-VLBI observations of OH masers // Cosmic Masers: From Proto-Stars to Black Holes, IAU Symposium No 206, held 5-10 March 2001 in Angra dos Reis, Rio de Janeiro, Brazil. Edited by Victor Migenes and Mark Reid, San Francisco: Astronomical Society of the Pacific, 2002. P. 105.

Smirnova T.V., Shishov V.I., Popov M.V., Gwinn C.R. et al. Studies of the nearby, turbulent interstellar plasma with the longest Radioastron space-ground interferometer baseline // Astrophysical Journal. 2014. 786 (2). P. 115-129.

Sokolovsky K.V. et al. RadioAstron Early Science Program. Space-VLBI AGN survey: strategy and first results // Proceedings of Science, 11th EVN Symposium. 2012. P. 1-6.

Статья поступила в редакцию 14.05.2014 г.

ЭКСПЕРИМЕНТ «ПЛАЗМА-Ф»: ТРИ ГОДА РАБОТЫ НА ОРБИТЕ

«PLAZMA-F» EXPERIMENT: 3 YEARS OF OPERATION ON ORBIT

<i>Л.М. Зеленый¹;</i> <i>L.M. Zelenyi</i>	<i>Г.Н. Застенкер¹;</i> <i>G.N. Zastenker</i>	<i>А.А. Петрукович¹;</i> <i>A.A. Petrukovich</i>	<i>Л.С. Чесалин¹;</i> <i>L.S. Chesalin</i>	<i>В.Н. Назаров¹;</i> <i>V.N. Nazarov</i>	<i>В.И. Прохоренко¹;</i> <i>V.I. Prokhorenko</i>
<i>Я. Балаж²;</i> <i>Y. Balazh</i>	<i>К. Кудела²;</i> <i>K. Kydela</i>	<i>И. Стргарски²;</i> <i>I. Strgarski</i>	<i>М. Сливка²;</i> <i>M. Slivka</i>	<i>В.А. Гладышев¹;</i> <i>V.A. Gladyshev</i>	<i>И.П. Кирпичев¹;</i> <i>I.P. Kirpichev</i>
<i>Е. Саррис³;</i> <i>E. Sarris</i>	<i>Т. Саррис³;</i> <i>T. Sarris</i>	<i>Е.В. Лакутина¹;</i> <i>E.V. Lakutina</i>	<i>Л.К. Минская¹;</i> <i>L.K. Minskaya</i>	<i>Е.В. Круковская¹;</i> <i>E.V. Krukovskaya</i>	<i>А.В. Безнос¹;</i> <i>A.V. Beznos</i>
<i>Я.И. Марков¹;</i> <i>Y.I. Markov</i>	<i>А.Е. Третьяков¹;</i> <i>A.E. Tretyakov</i>	<i>О.В. Батанов¹;</i> <i>O.V. Batanov</i>	<i>Ф.В. Коротков¹;</i> <i>F.V. Korotkov</i>	<i>А.П. Мельник¹;</i> <i>A.P. Melnik</i>	<i>В.В. Коноплев¹;</i> <i>V.V. Konoplev</i>
<i>А.Д. Рябова¹;</i> <i>A.D. Ryabova</i>	<i>Е.В. Геворкян¹;</i> <i>E.V. Gevorgova</i>	<i>М.В. Клименченко¹;</i> <i>M.V. Klimentchenko</i>	<i>А.Г. Баженов¹;</i> <i>A.G. Bazhenov</i>	<i>И.Э. Белова¹;</i> <i>I.E. Belova</i>	<i>Е.А. Гаврилова¹;</i> <i>E.A. Gavrilova</i>
<i>А.Н. Ананенкова¹;</i> <i>A.N. Ananenkova</i>	<i>Л.В. Рудневская¹;</i> <i>L.V. Rudnevskaya</i>	<i>А.В. Дьячков¹;</i> <i>A.V. Dyachkov</i>	<i>О.А. Старостина¹;</i> <i>O.A. Starostina</i>	<i>Е.Е. Рязанова¹;</i> <i>E.E. Ryzanova</i>	<i>Н.А. Эйсмонт¹;</i> <i>N.A. Eismont</i>
<i>Я. Шафранкова⁴;</i> <i>Y. Shafrankova</i>	<i>З. Немечек⁴;</i> <i>Z. Nemecek</i>	<i>Л. Прех⁴;</i> <i>L. Prekh</i>	<i>И. Чермак⁴;</i> <i>I. Chermak</i>	<i>И. Ваверка⁴;</i> <i>I. Vaverka</i>	<i>А. Комарек⁴;</i> <i>A. Komarek</i>
<i>Я. Войта⁵;</i> <i>Y. Voyta</i>	<i>Б.Т. Каримов¹;</i> <i>B.T. Karimov</i>	<i>Ю.Н. Агафонов¹;</i> <i>Y.N. Agafonov</i>	<i>Н.Л. Бородкова¹;</i> <i>N.L. Borodkova</i>	<i>Т.И. Гагуа¹;</i> <i>T.I. Gagua</i>	<i>И.Т. Гагуа¹;</i> <i>I.T. Gagua</i>
<i>И.В. Колоскова¹;</i> <i>I.V. Koloskova</i>	<i>А.В. Лейбов¹;</i> <i>A.V. Leibov</i>	<i>В.А. Пархомов⁶;</i> <i>V.A. Parhomov</i>	<i>М.О. Рязанцева^{1,7};</i> <i>M.O. Ryazanceva</i>	<i>В.В. Храпченко¹;</i> <i>V.V. Khrapchenkov</i>	<i>О.М. Чугунова¹;</i> <i>O.M. Chugunova</i>

В статье описываются состав и задачи выполняемого на борту спутника «СПЕКТР-Р» эксперимента «ПЛАЗМА-Ф». Основной особенностью проводимых измерений потоков плазмы солнечного ветра и потоков энергичных частиц является их рекордно высокое временное разрешение, позволившее обнаружить ряд новых и важных свойств и характеристик.

Ключевые слова:
солнечный ветер;
магнитосфера Земли;
магнитослой;
энергоспектрометр плазмы;
монитор энергичных частиц.

Composition and tasks of «PLAZMA-F» experiment, performing onboard «СПЕКТР-Р» spacecraft, are described in the article. The special feature of solar wind plasma fluxes and energetic particles fluxes measurements is their record high timing resolution, which allowed detecting a number of new and significant properties and characteristics.

Key words:
Solar Wind;
Earth magnetosphere;
Magnetosheath;
plasma energy spectrometer;
energetic particles monitor.

¹ Институт космических исследований РАН, Россия, г. Москва.
Space Research Institute of RAN, Russia, Moscow.

² Институт экспериментальной физики САН, Словакия, г. Кошице.
Institute of Experimental physics SAS, Slovakia, Košice.

³ Университет Фракии им. Демокрита, Греция, г. Ксанти.
Democretian University of Thrace, Greece, Xanthi.

⁴ Карлов Университет, Чешская Республика, г. Прага.
Charles University, Czech Republic, Prague.

⁵ Институт физики атмосферы ЧАН, Чешская Республика, г. Прага.

Institute of Atmospheric Physics AS CR, Czech Republic, Prague.

⁶ Байкальский Университет экономики и права, Россия, г. Иркутск.

Baikal State University of Economics and Law, Russia, Irkutsk.

⁷ НИИ ядерной физики имени Д.В. Скобельцына, МГУ им. М.В. Ломоносова (НИИЯФ МГУ), Россия, г. Москва.

Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics, Lomonosov Moscow State University (MSU SINP), Russia, Moscow.

Введение

Эксперимент «ПЛАЗМА-Ф» на спутнике «СПЕКТР-Р» имеет прагматическую цель:

- непрерывное мониторингирование параметров плазмы и энергичных частиц межпланетной среды (как часть «космической погоды»),

и исследовательскую цель:

- изучение высокочастотной турбулентности этих параметров путем проведения измерений с уникально высоким временным разрешением.

Весьма существенно, что высокоапогейная орбита этого спутника предоставляет большие преимущества для проведения длительных систематических измерений в межпланетной среде.

Краткое описание эксперимента «ПЛАЗМА-Ф» и его систем, некоторые особенности орбиты спутника «СПЕКТР-Р» и первые результаты эксперимента были представлены в статьях (*Застенкер Г.Н. и др.*, 2011; *Артюхов М.И. и др.*, 2012; *Застенкер Г.Н. и др.*, 2012; *Зеленый Л.М. и др.*, 2013; *Застенкер Г.Н. и др.*, 2013; *Балаж Я. и др.*, 2013).

Эксперимент «ПЛАЗМА-Ф» включает в себя бортовые приборы: плазменный спектрометр БМСВ, монитор энергичных частиц МЭП-2, систему сбора и записи научной информации ССНИ-2 и наземную систему получения данных и передачи их в ИКИ РАН. Все эти системы работают почти непрерывно с самого момента выхода спутника «СПЕКТР-Р» на высокоапогейную рабочую орбиту и по настоящее время.

Особенности баллистического обеспечения работы научных приборов спутника «СПЕКТР-Р» описаны в разделе 1.

За почти три года работы было проведено несколько сот сеансов связи со спутником, в которых производились воспроизведение и передача на наземные станции слежения, затем – передача в ИКИ полученных и записанных на борту данных, а также запись в бортовое командное устройство спутника временных последовательностей телекоманд на приборы. Результаты этой деятельности описаны в разделах 2, 3.

Далее, в разделах 4, 5, кратко излагаются основные научные и научно-технические результаты эксперимента, полученные за прошедший период его работы.

1. Качественные исследования вековой эволюции орбиты «СПЕКТР-Р» и навигационное обеспечение планирования эксперимента «ПЛАЗМА-Ф»

Реализация каждой новой миссии дает повод для осмысления полученного опыта. На протяжении последних лет, после завершения многоспутникового международного проекта «ИНТЕРБОЛ», появилась возможность основательно заняться давно назревшими и запланированными задачами, посвященными

практическим аспектам выбора орбит ИСЗ, исходя из задач проектов и с учетом времени баллистического существования. К сожалению, при выборе высокоапогейной орбиты КА «ИНТЕРБОЛ-1» не хватило времени на всестороннее исследование второй составляющей проблемы выбора орбиты. И баллистическое существование КА «ИНТЕРБОЛ-1» составило менее 5 лет. Этот факт не стал сюрпризом – таков был прогноз времени существования орбиты перед стартом, и всех это устраивало, к тому же гарантийный срок работы бортовой аппаратуры составлял всего 2.5 года. Тем не менее, к завершению баллистического существования КА «ИНТЕРБОЛ-1» в 2000 году всем участникам проекта хотелось остановить этот неизбежный процесс, хотя для этого не было никакой возможности. Этот печальный факт в дальнейшем стал одним из стимулов к тому, чтобы разобраться, как надо было бы запустить КА «ИНТЕРБОЛ-1», чтобы увеличить время его существования не в ущерб основным задачам проекта. Решение этой задачи опубликовано в статье (*Назирова Р.Р. и др.*, 2002), посвященной ретроспективному анализу эволюции орбит спутников серии «Прогноз», и может быть использовано для последующих миссий. В дальнейшем для решения рассматриваемой задачи в расширенной постановке потребовались более глубокие исследования, основанные на теории возмущений спутникового варианта ограниченной задачи трех тел, разработанной более пятидесяти лет назад в работе (*Лидов М.Л.*, 1961). Различные аспекты этих исследований нашли своё отражение в научных публикациях последних лет (*Прохоренко В.И.* Исследование периодов..., 2002; *Прохоренко В.И.* Исследование времени..., 2002; *Прохоренко В.И.*, 2007; *Prokhorenko V.I.*, 2011) в отечественных и зарубежных журналах.

Прежде чем перейти к практическим вопросам, связанным с исследованием эволюции высокоапогейной орбиты «СПЕКТР-Р», необходимо перекинуть мост между теорией и практикой. Для этого нам понадобятся некоторые предварительные сведения из теории.

Итак, вековую эволюцию высокоапогейных орбит под влиянием внешних гравитационных возмущений описывают полученные в работе (*Лидов М.Л.*, 1961) интегрируемые эволюционные уравнения для двукратноосредненной возмущающей функции ограниченной пространственной эллиптической задачи трех тел.

В этой работе возмущающая функция представлена главным членом ее разложения по степеням отношения модулей радиус-векторов спутника и возмущающего тела r/r_1 , в предположении малости параметра $\alpha = a/a_1 \ll 1$, равного отношению больших полуосей орбит спутника и возмущающего тела, а осреднения возмущающей функции выполнены по периодам орбитальных движений спутника и возмущающего тела. Этой возмущающей функции соответствуют три первых интеграла:

$$a=c_0, \varepsilon \cos^2 i=c_1, (1-\varepsilon)(2/5-\sin^2 \omega \sin^2 i)=c_2, \quad (1)$$

где a , ε , i , ω – кеплеровы элементы орбиты спутника: a – большая полуось; $\varepsilon=1-e^2$ – безразмерный фокальный параметр; e – эксцентриситет; i – наклонение, измеряемое относительно плоскости орбиты возмущающего тела; ω – аргумент перигея, измеряемый в плоскости орбиты спутника от восходящего узла на плоскости орбиты возмущающего тела. Отметим, что используемый безразмерный фокальный параметр $\varepsilon=1-e^2$ убывает вместе с убыванием геоцентрического перигейного расстояния орбиты $r_\pi=a(1-e)$, в отличие от эксцентриситета, который при этом возрастает.

Значения интегральных констант определяются исходя из начальных значений орбитальных элементов a_0 , ε_0 , i_0 , ω_0 :

$$c_0=a_0, c_1=\varepsilon_0 \cos^2 i_0, c_2=(1-\varepsilon_0)(2/5-\sin^2 \omega_0 \sin^2 i_0). \quad (2)$$

Область значений интегральных констант c_1 и c_2 определяется соотношениями:

$$0 \leq c_1 < 1, \quad c_2(c_1) \in \begin{cases} \left(-(\sqrt{3/5}-\sqrt{c_1})^2, 2(1-c_1)/5 \right) & \text{при } 0 \leq c_1 < 3/5, \\ (0, 2(1-c_1)/5) & \text{при } 3/5 \leq c_1 < 1. \end{cases} \quad (3)$$

Заметим, что начальные значения угловых орбитальных элементов i_0 и ω_0 при известном начальном значении наклонения i_{eq0} плоскости орбиты спутника к плоскости земного экватора зависят от прямого восхождения восходящего узла Ω_{eq0} и наклонения $I=23.5^\circ$ плоскости эклиптики к плоскости земного экватора. Напомним, что прямое восхождение измеряется в плоскости земного экватора и отсчитывается от точки весеннего равноденствия. Связь между значениями i_{eq0} , ω_{eq0} , измеренными относительно плоскости экватора, и значениями i_0 , ω_0 , измеренными относительно плоскости эклиптики при известных значениях прямого восхождения восходящего узла Ω_{eq0} , устанавливается следующими формулами сферической тригонометрии:

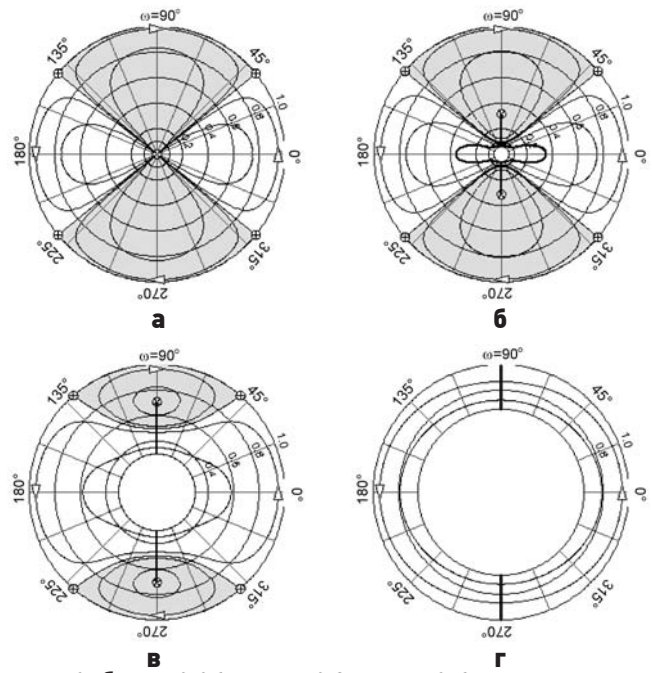
$$\cos i_0 = \cos \Omega_{eq0} \sin i_{eq0} \sin I + \cos i_{eq0} \cos I, \quad (4)$$

$$\cos \Delta \omega = (\sin i_{eq0} \cos I - \cos \Omega_{eq0} \cos i_{eq0} \sin I) / \sin i_0,$$

где $\Delta \omega = \omega_{eq0} - \omega_0$; знак $\sin \Delta \omega$ совпадает со знаком $\sin \Omega_{eq0}$.

Наклонение $i_0(I, i_{eq0}, \Omega_{eq0})$ может принимать значения в диапазоне $(i_{eq0}-I, i_{eq0}+I)$, границы которого соответствуют значениям $\Omega_{eq0}=0$ и $\Omega_{eq0}=\pm 180^\circ$.

Для геометрической интерпретации интегральных кривых рассмотрим трехмерное фазовое пространство M^3 с координатами $(\varepsilon, \omega \bmod 360^\circ, \psi_1)$, где $\psi_1=c_1=\varepsilon \cos^2 i$, и введем в этом пространстве цилиндрическую систему координат $0 \leq \omega \leq \psi_1$, в которой ε есть радиус; ω – полярный угол, $z=\psi_1=c_1$. На рисунке 1 показаны фазовые портреты интегральных кривых, соответствующие четырем значениям c_1 при различных значениях c_2 . Стрелкой показано направление движения фазовой точки.



а – $c_1=0$; б – $c_1=0.06$; в – $c_1=0.3$; г – $c_1=0.6$.

рисунк 1. Интегральные кривые на фазовых плоскостях $c_1=\text{const}$

Тонировкой показана область, соответствующая отрицательным значениям интегральной константы c_2 . В этой области фазовая точка движется по часовой стрелке, а эволюция аргумента перигея носит либрационный характер. В области положительных значений c_2 фазовая точка движется против часовой стрелки, а эволюция аргумента перигея носит ротационный характер. Заметим, что на фазовой плоскости, соответствующей фиксированному значению c_1 , область возможных значений фокального параметра ε определяется неравенством $c_1 < \varepsilon < 1$.

Замкнутый характер интегральных кривых при всех значениях интегральных констант c_1 и c_2 , кроме особых случаев, свидетельствует о периодическом характере вековой эволюции орбитальных элементов ε и $\omega \bmod 360^\circ$. К особым случаям относятся значения c_1 и c_2 , лежащие на границах областей их возможных значений (3).

В работе (Гордеева Ю.Ф., 1968) получено выражение безразмерного периода $\tau_\varepsilon(c_1, c_2)$ вековой эволюции фокального параметра через полный эллиптический интеграл первого рода.

Отметим, что значение периода T_ε прямо пропорционально безразмерному периоду $\tau_\varepsilon(c_1, c_2)$ и обратно пропорционально кеплерову периоду $P = 2\pi \frac{a^{3/2}}{\sqrt{\mu}}$ орбитального движения спутника. Период T_{ek} вековой эволюции под влиянием возмущающего тела с индексом k и суммарный период $T_{\varepsilon\Sigma}$ вековой эволюции под влиянием n возмущающих тел, находящихся на компланарных орбитах, выражаются следующими формулами:

$$T_e = T_{ek} = \frac{4\pi}{3P} \tau_e(c_1, c_2) \frac{a_k^3 \varepsilon_k^{3/2}}{\mu_k}; \quad T_e = T_{e\Sigma} = \frac{4\pi}{3P} \frac{\tau_e(c_1, c_2)}{\sum_{k=1}^n \frac{\mu_k}{a_k^3 \varepsilon_k^{3/2}}} \quad (5)$$

При $c_1=0$ все интегральные кривые пересекаются в одной точке, соответствующей минимальному значению фокального параметра, равного нулю. При значениях $0 < c_1$ минимальные значения фокального параметра на всех интегральных кривых достигаются при значениях $\omega = \pm 90^\circ$.

При значениях $0 < c_1 < 0.6$ на фазовой плоскости имеются особые точки типа центр с координатами $\varepsilon_\infty = \sqrt{5}c_1/3$, $\sin^2 \omega_\infty = 1$, а точки минимума лежат на показанных утолщенной линией вертикальных отрезках, соединяющих эти точки с окружностью $\varepsilon = c_1$. При значениях $3/5 < c_1$ упомянутые вертикальные отрезки соединяют внешнюю окружность радиуса $\varepsilon = 1$ с внутренней окружностью $\varepsilon = c_1$.

Критерием пересечения орбиты с центральным телом радиуса R является выполнение неравенства $\varepsilon \leq \varepsilon^*(a/R)$, где $\varepsilon^*(a/R) = 1 - (1 - R/a)^2$ – критическое значение безразмерного фокального параметра. Значение $\varepsilon^*(a/R)$ соответствует геоцентрическому перигейному расстоянию орбиты $r_\pi = a(1 - e)$, равному экваториальному радиусу Земли R , и высоте перигея над геоцентрической сферой радиуса R , соответственно, равной нулю:

$$h_\pi = r_\pi - R = 0.$$

Рассмотрим многообразие начальных условий M^4 с координатами $(a_0, \varepsilon_0, i_0, \omega_0)$, область возможных значений которых определяется неравенствами $100\,000 \text{ км} \leq a_0 \leq 190\,000 \text{ км}$, $\varepsilon^*(a_0/R) < \varepsilon_0 < 1$, $0 \leq i_0 \leq 180^\circ$, $0 \leq \omega_0 \leq 360^\circ$. Обозначим $\varepsilon_{\min}(\varepsilon_0, i_0, \omega_0)$ минимальное значение фокального параметра, к которому приводит вековая эволюция орбиты под влиянием внешних гравитационных возмущений. Отсутствие пересечения орбиты с поверхностью центрального тела обеспечивается выполнением неравенства $\varepsilon^*(a_0/R) < \varepsilon_{\min}(\varepsilon_0, i_0, \omega_0) \leq \varepsilon_0$, а пересечение происходит при выполнении обратного неравенства $\varepsilon_{\min}(\varepsilon_0, i_0, \omega_0) \leq \varepsilon^*(a_0/R) < \varepsilon_0$.

Введем следующую классификацию начальных условий:

- к многообразию типа I отнесем значения $a_0/R, \varepsilon_0, i_0$, при которых вековая эволюция приводит к пересечению орбиты с центральным телом при всех значениях ω_0 ;
- к многообразию типа II отнесем значения $a_0/R, \varepsilon_0, i_0$, при которых вековая эволюция не приводит к пересечению орбиты с центральным телом при всех значениях ω_0 ;
- к многообразию типа III отнесем значения $a_0/R, \varepsilon_0, i_0$, при которых вековая эволюция приводит (или не приводит) к пересечению орбиты с поверхностью центрального тела, в зависимости от значения ω_0 .

Исследования фазовых портретов интегральных кривых, соответствующих первым интегралам (1),

позволили сформулировать следующие утверждения, доказательства которых приведены в (Прохоренко В.И., 2007; Prokhorenko V.I., 2011):

1. Орбитальные элементы $(a_0, \varepsilon_0, i_0)$ принадлежат многообразию типа I, если, и только если, выполняется неравенство

$$5/3 \cos^2 i_0 < \varepsilon^*(a_0/R) < \varepsilon_0 < 1. \quad (6)$$

2. Достаточным условием для того, чтобы начальные орбитальные элементы $(a_0, \varepsilon_0, i_0)$ принадлежали многообразию типа II, является выполнение неравенства

$$\varepsilon^*(a_0/R) < \varepsilon_0 \cos^2 i_0 < \varepsilon_0 < 1, \text{ или } \frac{\varepsilon^*(a_0/R)}{\varepsilon_0} < \cos^2 i_0 < 1. \quad (7)$$

Если при начальных орбитальных данных $(a_0, \varepsilon_0, i_0)$ выполняется неравенство

$$\varepsilon_0 \cos^2 i_0 < \varepsilon^*(a_0/R) < \varepsilon_0 < 1, \text{ или } \cos^2 i_0 < \frac{\varepsilon^*(a_0/R)}{\varepsilon_0} < 1, \quad (8)$$

то в области значений ε_0 имеется граница $\varepsilon_{23}(a_0/R, i_0)$, разделяющая многообразия типа II и III:

$$\varepsilon_{23}(a_0/R, i_0) = \varepsilon^*(a_0/R) \frac{1 - (3/5)\varepsilon^*(a_0/R)}{\cos^2 i_0 - (\cos^2 i_0 - 2/5)\varepsilon^*(a_0/R)} < 1. \quad (9)$$

К многообразию типа II принадлежат значения ε_0 , удовлетворяющие неравенству

$$\varepsilon_0 \cos^2 i_0 < \varepsilon^*(a_0/R) < \varepsilon_{23}(a_0/R, i_0) < \varepsilon_0 < 1, \quad (10)$$

а к многообразию типа III – значения ε_0 , удовлетворяющие неравенству

$$\varepsilon_0 \cos^2 i_0 < \varepsilon^*(a_0/R) < \varepsilon_0 < \varepsilon_{23}(a_0/R, i_0) < 1. \quad (11)$$

3. На многообразиях типа III существует граница, выделяющая область значений ω_0 , при которых вековая эволюция приводит к пересечению орбиты с поверхностью планеты:

$$0 < \sin^2 \omega_0 < \sin^2 \omega_3(a_0/R, \varepsilon_0, i_0) = \frac{1}{\sin^2 i_0} \left(\frac{2}{5} + \frac{1 - \varepsilon^*(a_0/R)}{1 - \varepsilon_0} \left(\frac{3}{5} - \frac{\varepsilon_0}{\varepsilon^*(a_0/R)} \cos^2 i_0 \right) \right). \quad (12)$$

Результаты этих исследований оказались востребованными при обсуждении коррекции высокоапогейной орбиты КА «СПЕКТР-Р», запущенного 18 июля 2011 года на орбиту с начальными орбитальными данными, приведенными в первой строке таблицы. Прогноз эволюции этой орбиты после старта показал наличие угрозы её пересечения с поверхностью Земли в начале 2014 года. Для предотвращения этой угрозы была успешно выполнена превентивная коррекция орбиты в начале марта 2012 года, т.е. за два года до указанной угрозы. При этом время для проведения коррекции выбиралось исходя из технологических ограничений, а величина корректирующего импульса была выбрана алгоритмическим путем, с помощью решения краевой задачи.

Качественный анализ эволюции орбиты КА «СПЕКТР-Р» помог объяснить суть коррекции, показать, что не всякую орбиту можно корректировать, и привлечь внимание к проблеме пересмотра сложившегося стереотипа запуска спутников на высокоапогейные орбиты. Эти вопросы нашли своё отражение в статье (Прохоренко В.И. Об особенностях..., 2014).

таблица – Начальные значения орбитальных элементов КА «СПЕКТР-Р» и «ИНТЕРБОЛ-1», измеренные в эклиптической системе координат эпохи J2000 и 1950 соответственно, а также значения интегральных констант, соответствующих этим орбитальным элементам

КА	дата старта	a , км	$\epsilon^*(a/R)$	e_0	ϵ_0	i_0°	ω_0°	c_1	c_2	P , суток	T_e , лет
SP-R	18.07.2011	173192	0.072	0.96	0.079	29.9	312.8	0.059	0.258	8.3	2.3
I-1	03.08.1995	106400	0.021	0.93	0.135	68.7	338.7	0.018	0.247	4	5

Подведем итоги опыта, связанного с орбитой «СПЕКТР-Р», начальное наклонение которой к плоскости эклиптики составляет $i_0 \sim 30^\circ$.

1. Вековая эволюция орбиты под влиянием внешних гравитационных возмущений может приводить к пересечению орбиты с поверхностью планеты при начальных значениях наклонения i_0 , отнюдь не близких к 90° . Предпосылкой для пересечения является близость к нулю интегральной константы $c_1 = \epsilon_0 \cos^2 i_0$.

Заметим, что при $i_0 = 90^\circ$ значение c_1 равно нулю при любых начальных значениях фокального параметра ϵ_0 . Отсюда и возникла идея известного численного эксперимента Лидова, вошедшего в научную литературу под названием «Вертикальная Луна». Этот эксперимент показал, что влияние гравитационных возмущений от Солнца за 4.5 года приводит ортогональную к плоскости эклиптики орбиту псевдолуны к пересечению с поверхностью Земли и к падению псевдолуны на Землю.

2. Для орбит с небольшим начальным наклонением i_0 существует возможность предотвращения пересечения с поверхностью Земли за счет другой составляющей эволюции высоты перигея, период которой совпадает с полупериодом орбитального движения Луны. Амплитуда этой составляющей зависит от значения большой полуоси, текущего значения эксцентриситета и наклонения орбиты к плоскости эклиптики, а также от динамических характеристик центрального и возмущающего тела (Луны). Именно при небольших значениях наклонения орбиты к плоскости эклиптики упомянутые колебания приращения высоты перигея за оборот спутника по орбите, в зависимости от фазы, могут спасти находящийся вблизи точки минимума вековой составляющей эволюции перигейного расстояния орбиты спутник от соударения с Землёй в «критический момент» (или погубить его). «Сдвиг фазы» можно осуществить при помощи превентивной коррекции большой полуоси орбиты, которая (коррекция) «запускает механизм сдвига» спутника вдоль орбиты, приводящий к нужному изменению упомянутой фазы.

В первой строке таблицы приведены начальные значения орбитальных элементов КА «СПЕКТР-Р» (до коррекции), измеренные относительно плоскости эклиптики. Исходя из этих орбитальных элементов, получаются следующие характерные параметры вековой составляющей эволюции фокального параметра орбиты:

$$c_1 = 0.059 < \epsilon_{\min}(c_1, c_2) = 0.069 < \epsilon^* = 0.072 < \epsilon_0 = 0.078 < \epsilon_{23}(a_0/R, i_0) = 0.091.$$

В соответствии с (11) из этого неравенства, следует, что начальные элементы орбиты КА «СПЕКТР-Р» принадлежат к многообразию типа III. А начальное значение аргумента перигея ω_0 принадлежит области, в которой выполняется неравенство (12), и приводит к пересечению орбиты с поверхностью центрального тела. Соответствующее этим начальным условиям ожидаемое значение минимальной высоты перигея имеет следующее значение: $h_{\min}(a_0, \epsilon_0, i_0, \omega_0) = -440$ км.

С другой стороны, оценим амплитуду $\text{ampl } \delta h_{\text{pm}}(a_0, \epsilon^*) = 1191$ км колебаний приращения высоты перигея за виток, обусловленных влиянием гравитационных возмущений от Луны (за полупериод её движения по орбите), при приближающихся к нулю значениях высоты перигея. Сопоставление значений $h_{\min}(a_0, \epsilon_0, i_0, \omega_0)$ и $\text{ampl } \delta h_{\text{pm}}(a_0, \epsilon^*)$ даёт основание для возможности осуществления коррекции орбиты за счет «сдвига фазы» долгопериодической составляющей эволюции высоты перигея за полупериод орбитального движения Луны.

Отметим, что начальные орбитальные данные орбиты КА «ИНТЕРБОЛ-1», приведенные во второй строке таблицы, также принадлежат многообразию типа III, о чем свидетельствуют значения характерных параметров вековой эволюции этой орбиты:

$$c_1 = 0.018 < \epsilon_{\min}(c_1, c_2) = 0.021 < \epsilon^* = 0.12 < \epsilon_0 = 0.135 < \epsilon_{23}(a_0/R, i_0) = 0.85.$$

Начальное значение аргумента перигея ω_0 принадлежит области, в которой выполняется неравенство (12), и приводит к пересечению орбиты с поверхностью центрального тела. В этом случае бесполезно было рассчитывать на возможность подобной коррекции, исходя из того, что минимальная высота перигея, достижимая в процессе вековой эволюции, составляет -5287 км, тогда как амплитуда колебаний приращения высоты перигея за виток под влиянием гравитационных возмущений от Луны при значениях h_{p} , приближающихся к нулю, составляет всего 184 км.

Теперь рассмотрим особенности вековой эволюции орбиты «СПЕКТР-Р», которые определяются значениями интегральных констант c_1, c_2 , приведенными в таблице. Эволюция орбитальных элементов носит квазипериодический характер. Положительное значение c_2 обеспечивает ротационный характер эволюции аргумента перигея с периодом около 5 лет. Эволюция фокального параметра ϵ и наклонения i орбиты к плоскости эклиптики носит либрационный характер и имеет в два раза меньший период (около 2.5 лет). Эволюция эклиптической долготы восходящего узла Ω ,

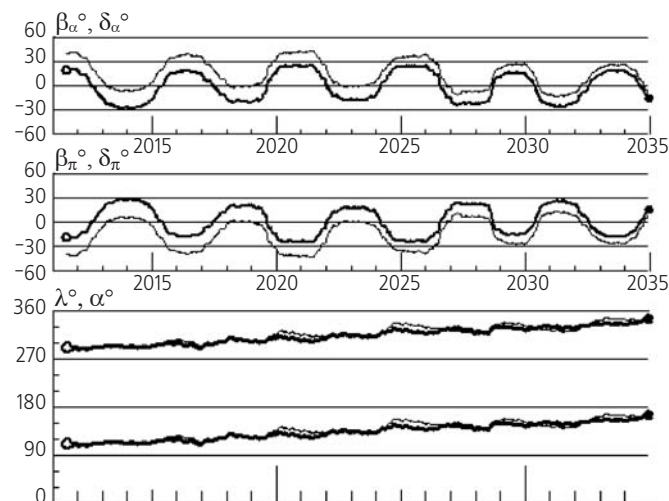
измеренной в плоскости эклиптики относительно точки весеннего равноденствия γ , имеет ротационный характер и период, близкий к 5 годам. На основании этих данных можно сделать вывод о характере эволюции орбитального эллипса КА «СПЕКТР-Р» в геоцентрической невращающейся системе координат, ось ОХ которой направлена в точку весеннего равноденствия. Форма орбитального эллипса при фиксированном значении большой полуоси зависит от фокального параметра e , а положение орбитального эллипса задается тремя угловыми элементами: i , ω , Ω .

Эволюция этих элементов приводит к трем вращениям плоскости орбиты и линии апсид, проходящей через оба фокуса орбитального эллипса и соединяющей точки перигея и апогея. Первое вращение совершает линия апсид в плоскости орбиты спутника вокруг оси, перпендикулярной к плоскости орбиты (в результате эволюции аргумента перигея ω). Второе вращение совершает сама плоскость орбиты (при эволюции эклиптической долготы восходящего узла Ω) в виде прецессии вокруг оси, перпендикулярной к плоскости эклиптики. Третье вращение либрационного типа совершает плоскость орбиты спутника вокруг оси, совпадающей с линией узлов орбиты на плоскости эклиптики (при эволюции наклонения орбиты к плоскости эклиптики). При этом константы первых интегралов эволюционной системы уравнений, хотя и не сохраняют своего первоначального значения, однако присутствуют в виде «оскулирующих элементов» и сохраняют определенную связь между орбитальными элементами.

На рисунке 2 показана эволюция небесных координат точек апогея и перигея вплоть до 2035 года. Значения долготы λ и широты β в эклиптической невращающейся системе координат показаны утолщенной линией, а значения прямого восхождения α и склонения δ в невращающейся экваториальной системе координат – более тонкой линией. Отметим, что максимальное значение наклонения орбиты спутника к плоскости эклиптики, как и максимальное значение геоцентрического расстояния перигея, соответствует значениям $\omega \bmod 360^\circ = 0^\circ$ или 180° , при которых линия апсид лежит в плоскости эклиптики, а эклиптическая широта β_π точки перигея равна нулю. Что касается эклиптической долготы λ_π точки перигея, то ее значение складывается из эклиптической долготы точки перигея, измеренной относительно восходящего узла орбиты на плоскости эклиптики, и эклиптической долготы восходящего узла орбиты $\Omega \bmod 360^\circ$ (измеряемой относительно направления в точку весеннего равноденствия).

Необходимо заметить, что эволюция углового положения аргумента перигея $\omega \bmod 360^\circ$ относительно восходящего узла происходит против часовой стрелки, а вращение линии узлов (эволюция долготы

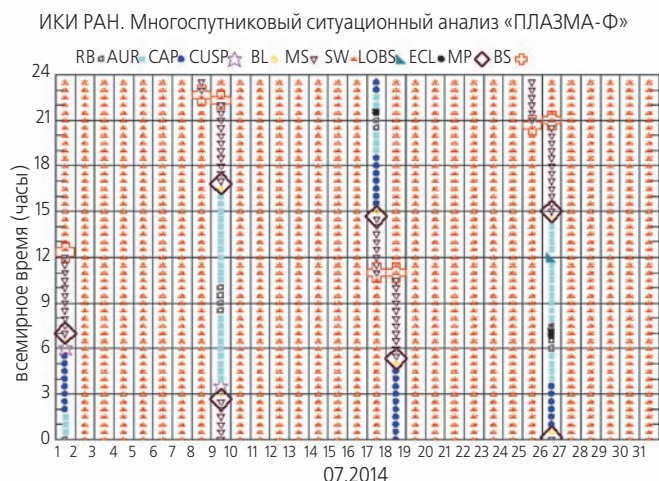
восходящего узла $\Omega \bmod 360^\circ$) происходит в отрицательном направлении (по часовой стрелке), и имеет место «компенсация» двух указанных вращений. В результате эклиптическая долгота λ_π точки перигея за первые пять лет претерпевает незначительные изменения в диапазоне от 291° до 297° (со скоростью около 1° в год).



рисунк 2. Долговременная эволюция небесных координат точек апогея и перигея орбиты «СПЕКТР-Р» вплоть до 2035 года

Очевидно, что абсолютное значение разности между эклиптической долготой точки перигея и точки апогея сохраняется равным 180° , а значения эклиптической широты этих точек различаются лишь знаком. Отметим, что в январе 2014 года точка перигея находится в северном полушарии и имеет эклиптическую широту $\beta_\pi \sim 30^\circ$ (и склонение $\delta_\pi \sim 5^\circ$), а точка апогея соответственно находится в южном полушарии и имеет эклиптическую широту $\beta_\alpha \sim -30^\circ$ (и склонение $\delta_\alpha \sim -5^\circ$). Тогда как в июле 2016 года, наоборот, точка апогея находится в северном полушарии и имеет эклиптическую широту $\beta_\alpha \sim 20^\circ$ (и склонение $\delta_\alpha \sim 40^\circ$), а точка перигея соответственно находится в южном полушарии и имеет эклиптическую широту $\beta_\pi \sim -20^\circ$ (и склонение $\delta_\pi \sim -40^\circ$).

Для баллистического обеспечения планирования работы научной аппаратуры систематически осуществляется заблаговременный прогноз прохождения спутника через тень Земли и основные области магнитосферы, в частности, радиационные пояса. Прогноз этой информации осуществляется с помощью разработанных в ИКИ РАН программных комплексов «Орбита» и «MMSAT». А необходимые для такого прогноза начальные орбитальные данные, основанные на регулярной обработке радиоизмерений и оптических измерений орбиты, поступают из ИПМ РАН. В качестве примера на рисунке 3 приведен прогноз на июль 2014.



Обозначения областей: SW – солнечный ветер; BS – ударная волна; MS – магнитослой; MP – магнитопауза; BL – пограничный слой; LOBS – северная доля хвоста; LOBS – южная доля хвоста; PS – плазменный слой; NS – нейтральный слой; CAP – полярная шапка; CUSP – касп; AUR – авроральная область; RB – радиационный пояс; ECL – тень Земли.

рисунк 3. Пример прогноза прохождения спутника «СПЕКТР-Р» через тень Земли и основные области магнитосферы для июля 2014

На этом рисунке по горизонтальной оси указана дата, а по вертикальной – всемирное время в часах.

Возвращаясь к теме осмысления полученного опыта, отметим «загадочный» факт, связанный с тем, что период T_w вековой эволюции аргумента перигея КА «СПЕКТР-Р», составляющий около 5 лет, почти совпадает со временем баллистического существования орбиты КА «ИНТЕРБОЛ-1». На самом деле этот факт является подтверждением некоторых закономерностей, сформулированных в работе (Прохоренко В.И. Исследование периодов..., 2002).

Сопоставим приведенную в таблице информацию, определяемую начальными условиями рассматриваемых орбит. Начнем с того, что начальным условиям этих орбит соответствуют довольно близкие между собой значения интегральных констант c_2 . Следствием этого является близость значений безразмерных периодов $\tau_e(c_1, c_2)$ вековой эволюции фокального параметра этих орбит, несмотря на различие в значениях c_1 .

С другой стороны, приведенный в той же таблице кеплеров период P орбитального движения КА «СПЕКТР-Р» в два раза превосходит кеплеров период КА «ИНТЕРБОЛ-1». Из этого, в полном соответствии с (5), следует, что период T_e (последний столбец таблицы) вековой эволюции фокального параметра орбиты КА «СПЕКТР-Р» составляет примерно половину соответствующего периода орбиты КА «ИНТЕРБОЛ-1». Соответственно период T_w вековой эволюции аргумента перигея орбиты КА «СПЕКТР-Р», который в два раза превосходит соб-

ственный период вековой эволюции фокального параметра T_e , составляет около 5 лет. Отметим, что равный 5 годам период T_e вековой эволюции фокального параметра орбиты КА «ИНТЕРБОЛ-1» является мажорантой времени баллистического существования орбиты КА «ИНТЕРБОЛ-1», которое в действительности составило немного более 4.5 лет.

Различные практические аспекты выбора высокоапогейных орбит ИСЗ с учетом времени баллистического существования на основе накопленного опыта нашли своё отражение в статье (Прохоренко В.И. Проблема..., 2014).

2. Функционирование ССНИ-2 – системы сбора, записи, хранения и обработки на борту научной информации

Система сбора научной информации ССНИ-2 обслуживает научные приборы эксперимента «ПЛАЗМА-Ф» – плазменный спектрометр БМСВ и монитор энергичных частиц МЭП-2, а также прибор МДЗ, разработанный немецкими коллегами (Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt) – детектор метеоритных частиц, не входящий в эксперимент «ПЛАЗМА-Ф», в составе радиоастрономической космической лаборатории «РАДИОАСТРОН» (спутник «СПЕКТР-Р»).

Система ССНИ-2 осуществляет обработку данных, сохранение данных на носителях, подготовку и последующую передачу информации через телеметрическую систему спутника на Землю (Chesalin L.S., Lakutina E.V. et al., 2006).

Особенностью эксперимента «ПЛАЗМА-Ф» является рекордно высокое временное разрешение непрерывных измерений как параметров плазмы солнечного ветра (до 30 мсек), так и потоков энергичных частиц (до 1 сек). В связи с этим объем получаемой экспериментом «ПЛАЗМА-Ф» научной информации достаточно велик для экспериментов такого рода.

Система ССНИ-2 также обеспечивает логику взаимодействия с аппаратурой спутника, привязку экспериментальных данных к бортовому времени и выполнение команд (УКС – управляющих кодовых слов) с Земли, транслирует команды и бортовое питание физическим приборам комплекса «ПЛАЗМА-Ф».

За неполные три года подано около 6 тысяч команд управления научными приборами и выполнено около тысячи циклограмм управления информационной системой эксперимента «ПЛАЗМА-Ф»; в памяти системы ССНИ-2 накоплено 76.2 Гбайт данных.

Принимаемые от научных приборов данные записываются на хранение в память прибора ССНИ в том виде, в котором они поступают от приборов. На Землю информация может поступать в полном виде и/или в сжатом виде, имеющем объем в восемь раз меньше.

Сброс радиоастрономических научных данных с космической обсерватории «РАДИОАСТРОН» на Землю осуществляется через высокоскоростной информационный радиоканал «ВИРК». В этот поток данных вставляется служебная телеметрическая информация о состоянии спутника с эффективной скоростью около 32 Кбит в секунду. Имеется также отдельный канал для служебной телеметрии со скоростью до 32 Кбит в секунду, используемый в служебных сеансах связи со спутником, проводимых вне времени работы канала ВИРК (т.е. вне сеансов радиоастрономических наблюдений). Значительная часть служебного канала, обеспечиваемого передачей через ВИРК, предоставляется для сброса результатов измерений характеристик межпланетной среды, в которой находится спутник. Часть времени служебных сеансов также предоставляется для информации эксперимента «ПЛАЗМА-Ф». Таким образом, во время служебных и радиоастрономических сеансов связи со спутником, для приборов эксперимента доступен канал со скоростью до 32 Кбит/с.

Приборы эксперимента «ПЛАЗМА-Ф» собирают на настоящий момент до 100 Мгб информации в сутки, что соответствует при указанной скорости восьми часам передачи в сутки. К сожалению, реальное среднее время работы телеметрического канала не превышает трех часов в сутки (при подготовке эксперимента планировалось значительно больше). Таким образом, регулярная передача всего объема данных, собираемых приборами эксперимента «ПЛАЗМА-Ф», оказывается невозможной. Однако в системе ССНИ-2 (или в самих научных приборах) был предусмотрен режим подготовки на борту сжатой информации, имеющей меньшее временное разрешение, и, соответственно, в восемь раз меньший объем. На основе сжатой информации выполняется выбор периодов для передачи полной информации, представляющей наибольший интерес для экспериментаторов.

Информация на борту записывается файлами, соответствующими 10 минутам сбора данных, что обеспечивает удобный выбор интересующих экспериментаторов промежутков воспроизведения.

Разработанная в ИКИ РАН система ССНИ-2 включает в себя память объемом более 100 Гб, реализованную на бытовых компакт-флеш носителях, и позволяет хранить информацию от всех приборов. Система ССНИ-2 принимает кадры научной и служебной информации от приборов эксперимента «ПЛАЗМА-Ф», подготавливает сжатую информацию для прибора МЭП-2 и организует считывание хранящихся в памяти ССНИ-2 научных данных и передачу их в телеметрическую систему спутника «РАДИОАСТРОН». При этом экспериментаторы имеют возможность задать период, за который должны быть считаны данные, и указать для каждого прибора режим чтения данных (все, полные, сжатые или блокировка чтения данных прибора).

При разработке системы ССНИ-2 предполагалось, что сеансы получения данных будут занимать порядка 10 часов в сутки, вся сжатая информация экспе-

римента «ПЛАЗМА-Ф» и значительная часть полной информации (выбранной по сжатым данным) будут сбрасываться в темпе ее получения. К сожалению, продолжительность сеансов (особенно на первом этапе) оказалась в несколько раз меньше предполагаемой, и на настоящий момент за неполные три года работы спутника сброшено на Землю около 60% сжатой информации и около 20% полной информации.

При этом весь объем несброшенной информации остается в памяти системы ССНИ-2. За прошедшие почти три года часть информации, хранящейся на борту, под воздействием космической радиации стала искажаться. Особенно существенно эти радиационные нарушения повлияли на управление организацией данных на борту, поскольку повреждение таблиц размещения файлов значительно осложнило вывод нужной информации из хранилища. Однако предусмотренные при разработке системы ССНИ-2 средства внесения изменений в бортовую программу позволили перепрограммировать управляющую память микропроцессоров и перенастроить бортовое программное обеспечение.

Авторам системы удалось организовать на борту двухэтапный сброс информации за заданное время даже для частично поврежденных радиацией данных. На первом этапе сброса частично поврежденных радиацией данных система ССНИ-2 в ходе отдельных (относительно непродолжительных) сеансов передает «карту» расположения данных на борту спутника. На втором этапе с помощью этой карты частично поврежденные радиацией данные, предназначенные для чтения области памяти по запросу экспериментаторов, определяются на Земле.

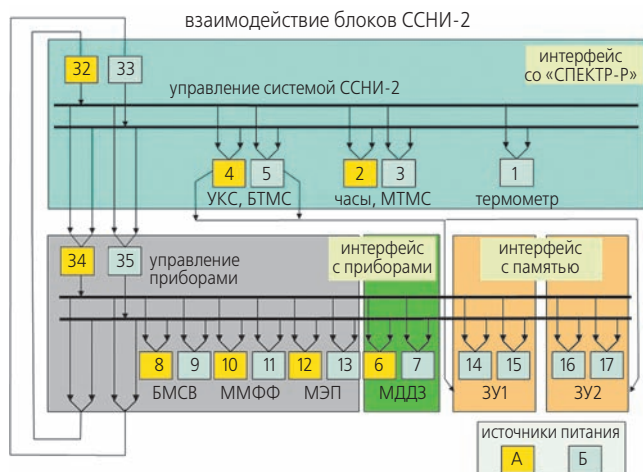
При разработке и изготовлении системы ССНИ-2 авторы, используя опыт создания системы ССНИ проекта «ИНТЕРБОЛ» (Чесалин Л.С. и др., 1999; Чесалин Л.С. и др., 2003), особое внимание уделили требованиям обеспечения ее надежности, живучести и стабильному функционированию. Это было достигнуто путем использования оригинальных схем и программных решений, а также применения нескольких уровней резервирования. Была также предусмотрена возможность внесения изменения в бортовое программное обеспечение системы во время работы спутника, что позволяет эффективно обслуживать научные приборы, исходя из текущей обстановки.

Следует отметить, что перепрограммирование системы сбора (Безнос А.В. и др., 2007) является ответственной операцией, поскольку сбой в сеансе связи, в котором проводится эта операция, может привести к получению бортом неадекватных команд на перепрограммирование и, как следствие, к потере работоспособности системы в целом. Поэтому указанная операция требует серьезной подготовки, включающей предварительное наземное моделирование во время полета.

Система ССНИ-2 реализована на относительно простых микропроцессорах фирмы «Филипс», организованных в виде единой вычислительной системы.

Для управления непосредственно элементами памяти используются микропроцессоры LPC2106, во всех остальных случаях – микропроцессоры LPC2138. Каждый из 32 микропроцессоров выполняет свою задачу. Каждая подзадача в системе может выполняться одним из двух процессоров. Система разбивается на две отдельные подсистемы, которые могут работать как совместно, так и по отдельности. Таким образом, эти подсистемы могут рассматриваться как два независимых комплекта. Надежность системы ССНИ-2 существенно повышается возможностью использования отдельных микропроцессоров из разных комплектов (однако использование второго комплекта пока не потребовалось). Используются две различные микропрограммы, каждая для определенного типа микропроцессора. Выбор функций, выполняемых отдельным микропроцессором, определяется его местом в вычислительной системе.

Блок-схема системы ССНИ-2 приведена на рисунке 4.



рисунк 4. Блок-схема системы ССНИ-2

Квадраты на этой схеме отображают узлы отдельного микропроцессора с соответствующим номером или блока питания (А, В); при этом четные узлы питаются от блока питания А, нечетные – от блока питания В.

Толстыми непрерывными линиями показаны шины управления, тонкими линиями – сигналы управления шиной и сигналы управления микропроцессорным узлом (в соответствии со стрелкой). Узлы 32 и 33 обеспечивают общее управление системой, узлы 34 и 35 управление передачей данных в системе.

Узлы 2 и 3 выдают информацию о состоянии системы ССНИ-2 в служебную часть телеметрической системы спутника, готовят кадры ССНИ-2 для включения в поток научной информации, принимают код бортового времени и обслуживают управление внутренней шиной ПС системы ССНИ-2.

Узлы 4 и 5 выдают научную информацию эксперимента «ПЛАЗМА-Ф» в телеметрическую систему спутника и принимают команды (УКС).

Узлы 6–13 обеспечивают прием научной информации от соответствующих приборов и передачу им команд (УКС). Узлы 14–17 обеспечивают управление памятью данных системы ССНИ-2. Узлы 18–29 обеспечивают управление отдельными блоками памяти на флеш-накопителях.

3. Функционирование системы получения данных эксперимента в ИКИ и системы их обработки

Для получения научной информации исследователями группами, а также для планирования работы и подготовки циклограмм управления экспериментами комплекса «ПЛАЗМА-Ф» в ИКИ РАН был создан Центр обработки научной информации (ЦОНИ). ЦОНИ ИКИ «ПЛАЗМА-Ф», взаимодействуя с другими наземными информационными системами проекта «РАДИОАСТРОН», обеспечивает все основные функции наземного информационного сопровождения эксперимента «ПЛАЗМА-Ф» в полете.

Следует отметить, что данная информационная система создавалась с использованием ряда пионерских подходов, обеспечивших достаточно широкий набор его функциональных возможностей на фоне экстремально низких затрат на создание и эксплуатацию.

При этом наряду с такими современными средствами, как, например телекоммуникации, включая видеоконференц-связь (впервые использовалась для оперативной работы в отечественных научных космических проектах), в работе ЦОНИ широко использовался научно-технический задел, полученный в других проектах, в том числе и в давно завершённых – например «ИНТЕРБОЛ». Однако такой подход потребовал определенных усилий по интеграции компонент системы в единую информационную среду по образу подхода Lego (рисунок 5).



рисунк 5. Принцип LEGO использовался при подготовке ЦОНИ «ПЛАЗМА-Ф»

Следует отметить, что данный подход полностью оправдал себя и с успехом используется при подготовке наземных научных комплексов перспективных космических проектов.

В упрощенном виде взаимодействие ЦОНИ ИКИ с другими наземными информационными системами проекта представлено на рисунке 6.

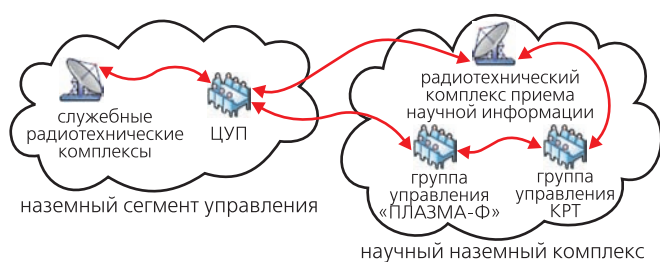


рисунок 6. Взаимодействие ЦОНИ ИКИ с другими наземными информационными системами проекта

Научный наземный комплекс (ННК) проекта состоит из двух частей: ЦОНИ ИКИ и ЦОНИ АКЦ ФИАН. Телеметрическая информация (ТМИ) с основной телеметрической системы поступает в Центр управления полетом НПОЛ (ЦУП-Л); одновременно с этим, в темпе поступления, она передается на сервер приложений ЦУП-Л, расположенный в ИКИ РАН, откуда транслируется в группу управления экспериментом «ПЛАЗМА-Ф» и ЦОНИ АКЦ ФИАН. Аналогичным образом реализован обмен результатами обработки ТМИ, планами работ и другой сопутствующей информацией в соответствии с ранее согласованными форматами обмена.

Оперативная связь организована на основе протоколов Интернет-телефонии и видеоконференц-связи с расположением соответствующих серверных средств в ЦУП-Л и ЦОНИ ИКИ.

Несмотря на то, что эксперимент «ПЛАЗМА-Ф» является дополнительным к основной целевой задаче проекта, задействованные наземные средства позволяют реализовать все необходимые классические рабочие циклы проведения космического эксперимента (рисунок 7).

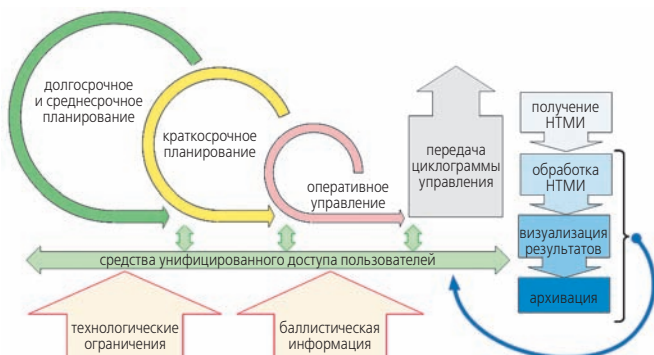


рисунок 7. Основные рабочие циклы ННК

Как видно из рисунка, средства системы охватывают все уровни обработки телеметрической информации (получение и регистрацию телеметрии, ее обработку, визуализацию и архивацию) и поддержку всех циклов управления, для реализации которых используются не только результаты обработки получаемых измерений, но и другая вспомогательная информация, которая поступает из ЦУП-Л и подготавливается подгруппой баллистического обеспечения ИКИ.

Следует отметить, что для обеспечения планирования летного этапа космического эксперимента «ПЛАЗМА-Ф» на борту спутника «СПЕКТР-Р» необходимо иметь не только параметры траектории движения спутника, но и его положения относительно различных областей магнитосферы Земли и солнечного ветра.

Для расчетов движения спутника используются начальные условия, полученные от ИПМ РАН в результате обработки траекторных измерений орбиты. Для прогноза движения спутника и его положения относительно магнитосферы Земли и солнечного ветра применяются разработанные в ИКИ программы, основанные на использовании современных моделей магнитосферы и адекватных моделей движения спутников с учетом основных возмущающих факторов. В этих расчетах предсказываются положения вдоль траектории спутника таких объектов, как околоземная ударная волна, магнитопауза, каспы, авроральные области, радиационные пояса, плазменный слой, пограничный слой и др.

По результатам проведенных расчетов пользователям, кроме детальных таблиц, предоставляются весьма наглядные графики движения КА в нескольких системах координат (дальность КА от времени, ход времени суток на каждом витке с указанием пересекаемых областей для каждой даты и т.д.). Все эти таблицы и графики заносятся на web-портал проекта.

Обработка научной телеметрической информации осуществляется на основе иерархической модели, включающей такие уровни, как прием и форматирование, предварительная обработка, экспресс-обработка, вторичная или лабораторная обработка, а также архивация данных. При этом следует отметить, что создание единой информационной среды позволило задействовать в работе программные комплексы НПОЛ и тем самым избежать дублирования работ и повысить их эффективность.

Эффективность проведения космического эксперимента в значительной степени обуславливается оперативностью интерпретации результатов. При этом немаловажным фактором является не только скорость обработки ТМИ, но также наглядность представления результатов, возможности визуализации. Поэтому при подготовке эксперимента были разработаны соответствующие программные решения, позволяющие отображать разнородные результаты измерений в наглядном унифицированном виде в едином временном масштабе.

Возможности данной подсистемы позволяют: гибко настраивать список отображаемых параметров; оперативно менять формат отображения (несколько графиков на одной панели или каждый график на отдельной панели); менять временной масштаб отображения; обеспечивать реализацию дополнительных сервисных функций.

Для отображения информации используются две программные системы: одна из которых, разработанная в виде web-приложения, обеспечивает опера-

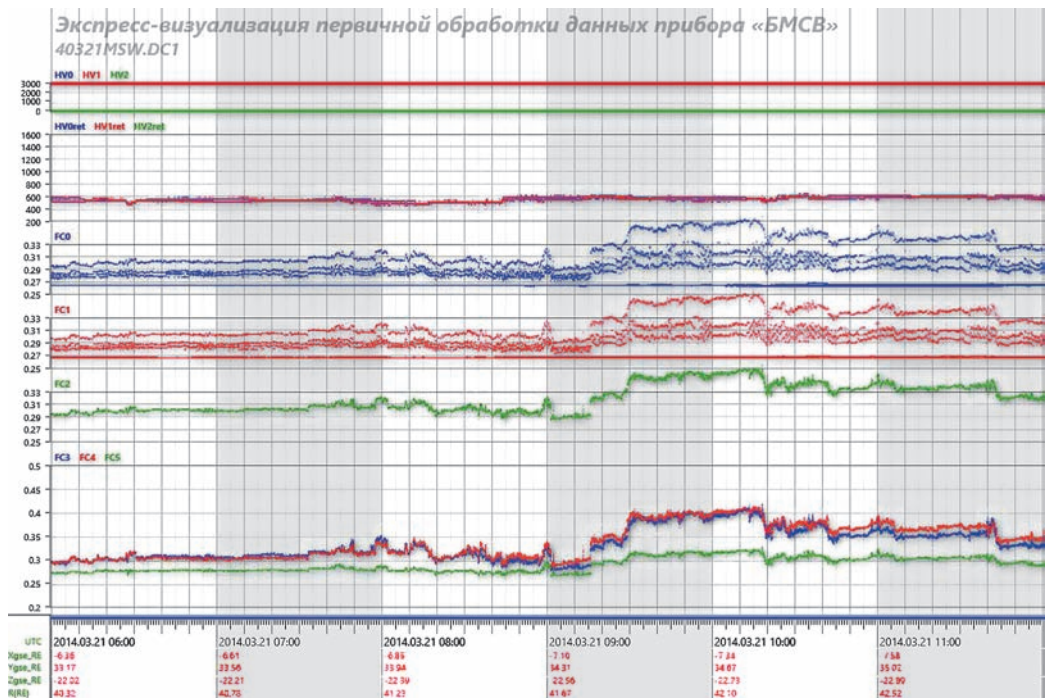


рисунок 8. Пример отображения результатов экспресс-обработки

тивное отображение информации непосредственно в темпе поступления, но с учетом ограничений web-технологий; другая, реализованная в виде desktop-приложения обеспечивает расширенный набор функций и отображает результаты обработки непосредственно по завершении сеанса связи с космическим аппаратом (рисунок 8).

Для доступа к оперативному архиву, планам работ, баллистическим прогнозам и тому подобной информации был создан оперативный web-портал проекта (рисунок 9).

Как видно из рисунка (фрагмент а), с помощью единой точки входа можно получить доступ ко всей не-

обходимой информации для оперативной работы с экспериментом, такой как: планы работ, параметры ориентации, протоколы проведения сеансов связи, результаты экспресс-обработки и многое другое. В качестве иллюстрации (фрагмент б) приводится список сеансов связи с указанием задействованных наземных пунктов, количеством полученной информации и т.д.

В дополнение к текущей информации, возможности web-портала позволяют собирать статистику работы, например, такую, как общее число полученной информации, количество сбоев и т.п. (рисунок 10).

Рассмотренный выше web-портал проекта предназначен для обеспечения унифицированного пользовател-

Проект «РадиоАстрон»

26.05.14
Сеанс S260514_1EV1;
Назначение сеанса: ТМИ; ИТНП; ВП ЛСЗУосн., ВП ЛСЗУрез; Закладка КПИ на научные наблюдения; Переключение каналов СОСБ на рез.; Закладка МБИ; Закладка КПИ "Плазма"(27.05 - 4.06) (Комплектация ИТНП №6) ;

Время	Тип	Команда	КИП	Комментарий
11:30:00	КУ	9023	1	Номер дешифратора=1;
11:30:10	КУ	9029	1	Номер режима=2 (ТЛМ 8);
11:30:20	РКН	1	1	1,Вкл. УМ1;
11:30:40	РКН	44	1	Вкл. КПИ;
11:31:00	КК	1358	1	(КК1358_PVW_6ee0_to_0000_201401231014.kpi);

Главное меню

- План
- Циклограммы
- Протоколы
- Паспорта и экспресс-обработка
- ТМИ
- Ориентация
- Начальные условия
- Орбита
- Привязки времени
- Баллистика
- Документация

а

Session number	Start	End	Ground time	Good frames	Grounde stations	Status
1271	25.05.14 20:50:15	25.05.14 21:45:02	25.05.14 20:50:16	23699	Pus	Processing
1270	24.05.14 01:52:54	24.05.14 23:05:01	24.05.14 01:52:55	29721	GB	Finished
1269	23.05.14 21:52:30	23.05.14 23:05:01	18.05.14 09:54:05	29443	GB	Finished
1268	20.05.14 13:59:19	23.05.14 13:46:25	23.05.14 11:19:39	28205	MO	Finished
1267	17.05.14 13:29:20	21.05.14 14:55:49	20.05.14 11:55:17	23579	MO,Pus	Finished

б

а – фрагмент главной страницы; б – фрагмент списка проведенных сеансов.

рисунок 9. Фрагменты страниц web-портала проекта

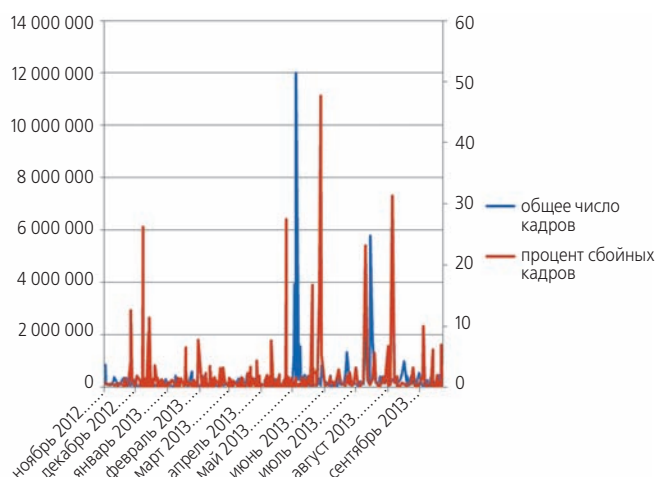


рисунок 10. Объем отображения статистики (объем принятой научной телеметрической информации и процент сбоев в период с ноября 2012 по октябрь 2013)

ского интерфейса к ресурсам системы и обеспечения оперативной работы. Доступ к нему ограничен только для пользователей, задействованных в проведении эксперимента «ПЛАЗМА-Ф». Поэтому в дополнение к нему был создан web-сайт, содержащий опубликованные научные результаты, а также обеспечивающий доступ к долгосрочному архиву (рисунок 11).



рисунок 11. Фрагмент «открытого» web-сайта эксперимента

Краткий обзор информационных средств обеспечения эксперимента «ПЛАЗМА-Ф» показывает, что их набор представляет собой достаточно сложную гетерогенную систему. Для обеспечения бесперебойного функционирования оборудования и программного обеспечения и, следовательно, повышения надёжности проведения эксперимента в целом необходимо вести постоянное наблюдение в круглосуточном автоматическом режиме за состоянием технических средств, с целью своевременного обнаружения проблемных участков системы и своевременного реагирования на возникающие ситуации. В рамках работ по информационному сопровождению проекта «ПЛАЗМА-Ф» для решения этих задач была разработана и внедрена система мониторинга технических средств, архитектура которой представляет собой

распределенную структуру, позволяющую собирать информацию об узлах сети и каналах связи. Собранная и обобщённая информация отображается на экранах операторов; в случае возникновения неполадок автоматически оповещается инженерно-технический персонал. Внедрение системы позволило повысить надёжность передачи информации по каналам связи между НПОЛ и ИКИ и оптимизировать работу программного обеспечения передачи научной информации с обеих сторон.

На рисунке 12 приведён график мониторинга состояния канала связи между ИКИ и сервером передачи научной информации в НПОЛ. На графике чётко видно улучшение качества связи после проведения работ по настройке каналов передачи информации и по доработке программного обеспечения приёма и передачи данных.

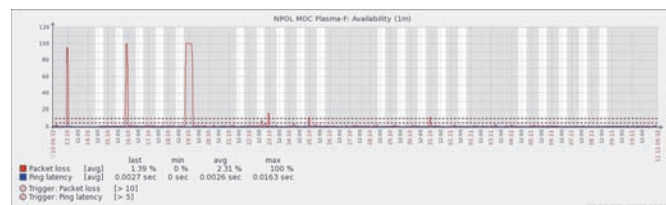


рисунок 12. Пример мониторинга состояния каналов связи с ЦУП-Л

Опыт работы по проведению эксперимента «ПЛАЗМА-Ф» показывает возможность создания полноценного наземного научного комплекса даже при существенных финансовых ограничениях. Целый ряд инновационных решений, использованных при его создании и эксплуатации, будет применен в перспективных научных космических проектах.

Наряду с современными технологиями и методами одним из ключевых факторов, обеспечивших подобный результат, безусловно является энтузиазм непосредственных участников эксперимента и специалистов НПО им. С.А. Лавочкина и АКЦ ФИАН.

4. Результаты, полученные с помощью плазменного спектрометра БМСВ

4.1. Методика измерений

Плазменный спектрометр БМСВ был предназначен для изучения с высоким временным разрешением потоков плазмы — в первую очередь солнечного ветра.

Как известно, солнечный ветер (СВ) представляет собой идущий от Солнца и существующий постоянно, но сильно изменяющийся во времени (в десятки раз по интенсивности) поток плазмы, состоящий из ионов и электронов в равной концентрации, т.е. квазинейтральный. Именно солнечный ветер является важнейшим агентом, переносящим к Земле многочисленные возмущения Солнца, воздействующие на межпланетную среду.

В исследованиях солнечного ветра накоплено уже довольно много результатов, но отличием эксперимента с прибором БМСВ было осуществление измерений параметров СВ с рекордно высоким временным разрешением – вплоть до 30 мсек, что в 30–100 раз превышает результаты предыдущих экспериментов и возможности ныне работающих в межпланетной среде аналогичных приборов.

Прибор БМСВ представляет собой систему из шести датчиков – цилиндров Фарадея (ЦФ), укрепленных на блоке электроники. Цилиндр Фарадея – это металлический стакан с открытым входным окном, в котором размещены диафрагмы, управляющая сетка для селекции ионов СВ, супрессорная сетка для отсеки электронов СВ и фотоэлектронов от корпуса и металлический коллектор для сбора ионов СВ, прошедших через входное окно.

В состав БМСВ входят:

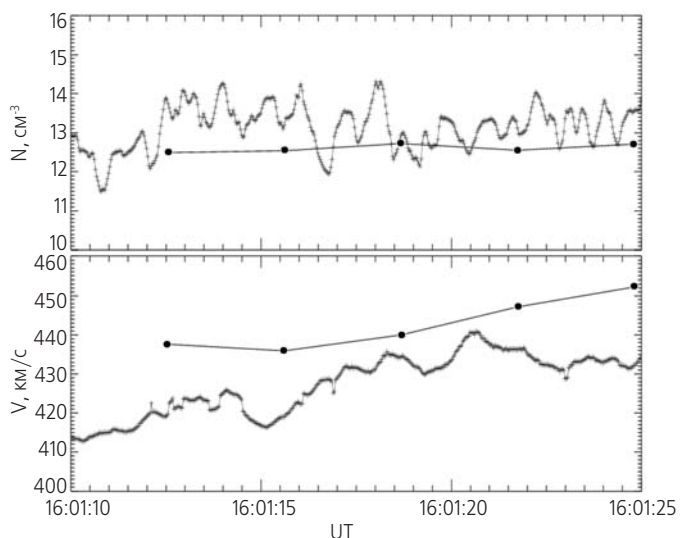
- три интегральных разнонаправленных ЦФ, позволяющих по сопоставлению одновременно измеряемых трех коллекторных токов определять величину и направление полного (т.е. интегрального по энергии) вектора потока ионов солнечного ветра;
- три «осевых» (направленных на Солнце) ЦФ, на управляющие сетки которых могут подаваться изменяющиеся во времени напряжения, позволяющие сортировать ионы по энергии, т.е. измерять энергетические спектры потока, из которых определяются основные параметры СВ – переносная скорость, ионная температура и плотность ионов.

Прибор БМСВ мог работать (по выбору) в одном из двух режимов:

- режим свипирования, при котором управляющие напряжения изменяются по пилообразному закону с периодом 6 сек, и который использовался для измерения энергетических спектров потока ионов с временным разрешением 3 сек;
- адаптивный режим, при котором управляющие напряжения подстраивались автоматически для удержания заданных соотношений токов трех «осевых» датчиков и который позволяет определять основные параметры СВ с рекордным разрешением в 30 мсек.

На рисунке 13 представлен пример временного хода скорости и плотности СВ по измерениям с разрешением 30 мс (они показаны крестиками) на интервале в 15 с для события 25.09.2011 г. Из этого графика видно существование весьма быстрых вариаций плотности СВ с постоянной времени около 0.5 с и несколько более медленных вариаций скорости с постоянной времени 1–2 с. Для сравнения приведены значения этих же параметров, измеренные прибором 3DP на КА «WIND» (они показаны точками). Видно, что гораздо более медленные (с разрешением 3 с, т.е. в 100 раз

худшем, чем у нас) измерения с прибором 3DP не позволяют судить об истинной изменчивости параметров СВ в секундном и субсекундном диапазонах.



рисунк 13. Сравнение одновременных измерений плотности и скорости солнечного ветра прибором БМСВ (крестики) на КА «СПЕКТР-Р» и прибором 3DP (точки) на КА «WIND»

Таким образом, измерения с прибором БМСВ дают возможность по-новому увидеть быструю изменчивость параметров солнечного ветра.

В обоих режимах работы прибора производилось определение величины и направления вектора потока ионов с разрешением также 30 мсек.

Рассмотрим результаты этих быстрых измерений с прибором БМСВ.

Методика и первые результаты экспериментов с прибором БМСВ опубликованы в работах (Застенкер Г.Н. и др., 2013; Safrankova J., Nemecek Z., Prech L. et al., 2013; Safrankova J. et al. Fast Solar..., 2013; Safrankova J. et al. Ion Kinetic..., 2013; Safrankova J. et al. Short-scale..., 2013; Nemecek Z. et al., 2013; Застенкер Г.Н. и др., 2014; Застенкер Г.Н., Храпченков В.В. и др., в печати).

4.2. Струйный характер солнечного ветра

На рисунке 14, представляющем типичный период наблюдений в СВ, приведены данные измерений с высоким временным разрешением потока ионов 02.06.2012 г. на 6-часовом интервале. Здесь хорошо видны сравнительно медленные (минутные) и большие вариации величины потока и двух углов, определяющих его направление – полярного (т.е. угла между направлением потока и направлением на Солнце) и азимутального (т.е. угла между проекцией направления потока на плоскость, перпендикулярную направлению на Солнце, и одной из осей прибора, лежащей в этой плоскости).

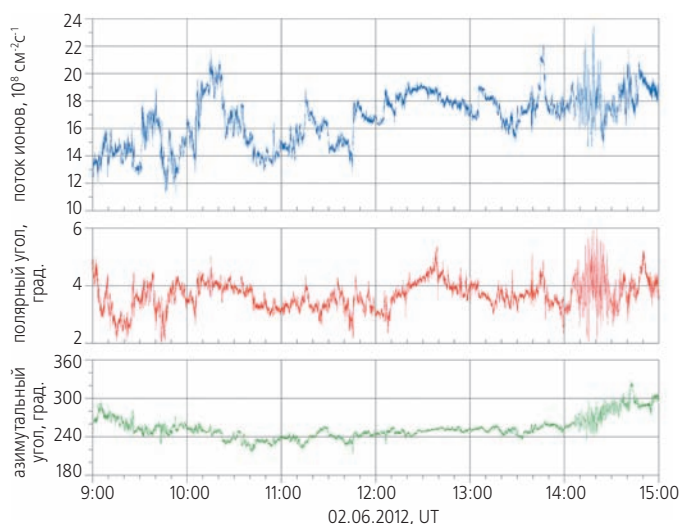


рисунок 14. Пример измерений в солнечном ветре вариаций величины потока ионов и двух его углов (полярного и азимутального)

На рисунке 15 эти вариации направления вектора потока показаны в виде «пятна углов» – распределения полярного и азимутального углов, показанного в «полярных» координатах (полярный угол отложен по радиусу, азимутальный угол – по окружности). Видно, что полярные углы в данном событии меняются в пределах от 2 до 5 град, а вариации азимутальных углов укладываются в компактную область от 220 до 300 град.

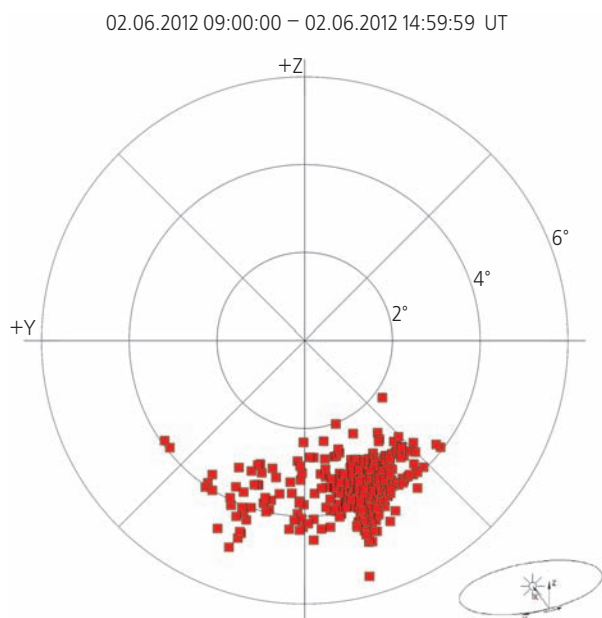


рисунок 15. Пример «пятна углов» для вариаций потока ионов солнечного ветра

Однако в солнечном ветре довольно часто встречаются и события с гораздо более быстрыми изменениями величины и направления потока ионов. Пример таких вариаций, происходивших за единицы секунд, приведен на рисунке 16. Здесь мы наблюдаем вариации потока и полярного угла с периодом

1.5–3 сек и амплитудой 5–10% – для величины потока и 0.5–1 град – для полярного угла.

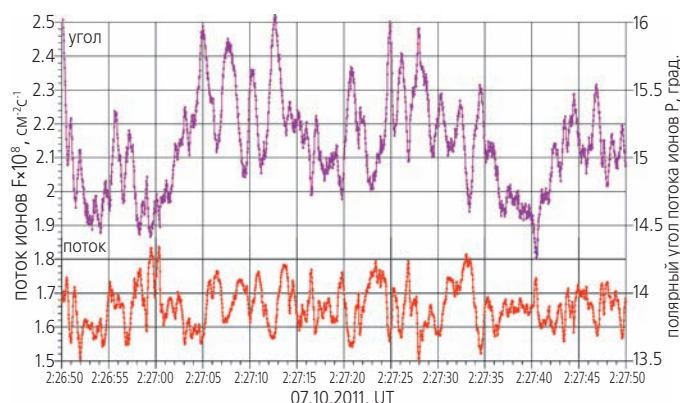


рисунок 16. Пример быстрых вариаций величины потока и полярного угла

Подчеркнем, что такие быстрые изменения величины и направления потока ионов СВ зарегистрированы впервые именно в нашем эксперименте.

Этот результат заставляет нас изменить общепринятое представление о солнечном ветре, как о сравнительно однородном потоке на масштабах порядка десятков тысяч км. Оказывается, солнечный ветер состоит из отдельных струй, отличающихся не только интенсивностью, но и направлением движения. Упрощенно можно сравнить его с потоком воды из садовой лейки, также состоящим из разнонаправленных струек.

Другим важным результатом является полученная нами оценка систематического отклонения направления потока ионов СВ от направления на Солнце, которое нередко априори предполагается нулевым. Знание отклонения потока ионов СВ от направления на Солнце может быть важным для оценки взаимодействия этого потока с магнитосферой.

На рисунке 17 приведена гистограмма распределения полярных углов потока ионов СВ, измеренных на 8-суточном интервале. Видно, что эта гистограмма имеет хорошо выраженный максимум в полосе 2–3 град (22% всех данных) от направления на Солнце, а при этом 75% данных лежит в пределах от 1 до 5 град от этого направления. Однако имеется и довольно длинный (до 15 град) «хвост» распределения на уровне 0.5–0.1% от их полного числа. Среднее значение полярного угла по этим данным составляет 3.8 град.

Детальные результаты наших исследований по этому направлению опубликованы в работе (Застенкер Г.Н., Храпченко В.В. и др., в печати).

Представляется, что установленные нами «струйность» солнечного ветра и колебания его направления относительно «номинального» направления на Солнца отражают локальные неоднородности условий в его источнике, т.е. в верхней короне Солнца.



рисунок 17. Гистограмма вариаций значений полярного угла на 8-суточном интервале

4.3. Двухмасштабные спектры вариаций параметров плазмы

Представляет интерес рассмотрение спектральных свойств наблюдаемых вариаций параметров СВ. Типичный пример такого частотного спектра в двойном логарифмическом масштабе в диапазоне частот 0.01–15 Гц представлен на рисунке 18.

Здесь показаны спектр вариаций полного потока ионов и спектр вариаций его полярного угла. Опять-таки отметим, что до частоты в 15 Гц в предыдущих исследованиях колебаний в плазме СВ никто еще не добирался.

На показанных спектрах вариаций сразу обращает на себя внимание четкое разделение на две ветви – низкочастотную (НЧ – от 0.01 до примерно 1 Гц) и высокочастотную (ВЧ – примерно от 1 до 15 Гц). При этом спектральные индексы этих ветвей (при аппроксимации их наклонов прямыми линиями) весь-

ма сильно различаются: -1.54 или -1.63 для НЧ-части и -3.05 или -2.03 для ВЧ-части, т.е. в области высоких частот спектральная плотность мощности с ростом частоты спадает гораздо быстрее, чем в НЧ-области. Граница между этими ветвями для данного примера составляет примерно 1.3 или 0.53 Гц. Расчет показывает, что эта граничная частота оказывается примерно на порядок выше, чем гирочастота протонов СВ для этого события.

Из теоретических соображений (*Milovanov A.V. et al.*, 1999) следует, что именно эта частота является границей между инерциальным и диссипативным режимами колебаний плазмы.

В нашем эксперименте эта граница по прямым измерениям в плазме СВ была найдена впервые.

На рисунке 19 приведена гистограмма распределений граничных частот для десятичасового интервала измерений величины полного потока ионов и его полярного угла – от 0.3 до 2.8 Гц. При этом граничная частота для полярного угла всегда меньше, чем для величины потока.

Аналогичные гистограммы были получены и для спектральных индексов в НЧ- и ВЧ-областях этих спектров.

На рисунке 20 приведены примеры частотных спектров для основных параметров солнечного ветра – плотности (а), переносной скорости (б) и тепловой скорости (в). Видно, что все эти спектры весьма сходны с представленными на рисунке 18 спектрами потока ионов и также являются двухмасштабными с граничной частотой около 0.5–1.0 Гц (см. детальное описание этих результатов в работе (*Safrankova J. et al. Ion Kinetic...*, 2013)).

Таким образом, найденная нами двухмасштабность частотных спектров является достаточно общей закономерностью для плазмы солнечного ветра.

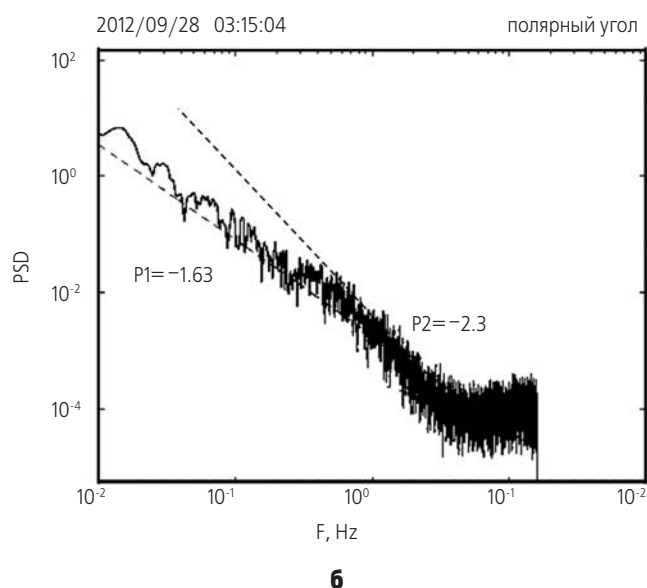
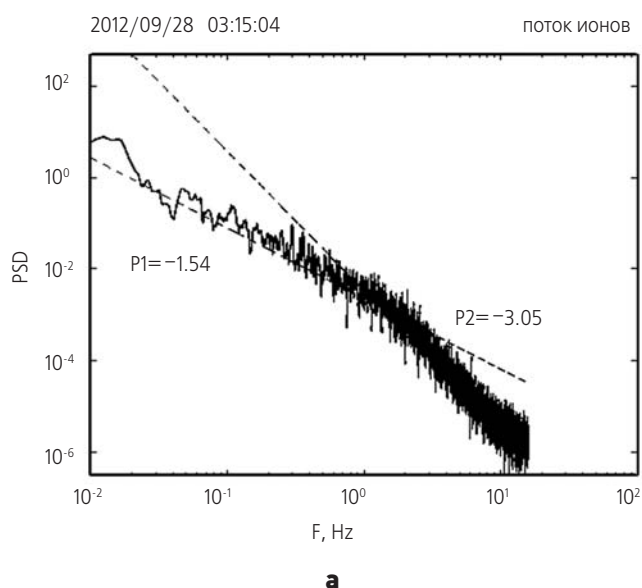


рисунок 18. Пример спектров мощности флуктуаций величины потока и его полярного угла

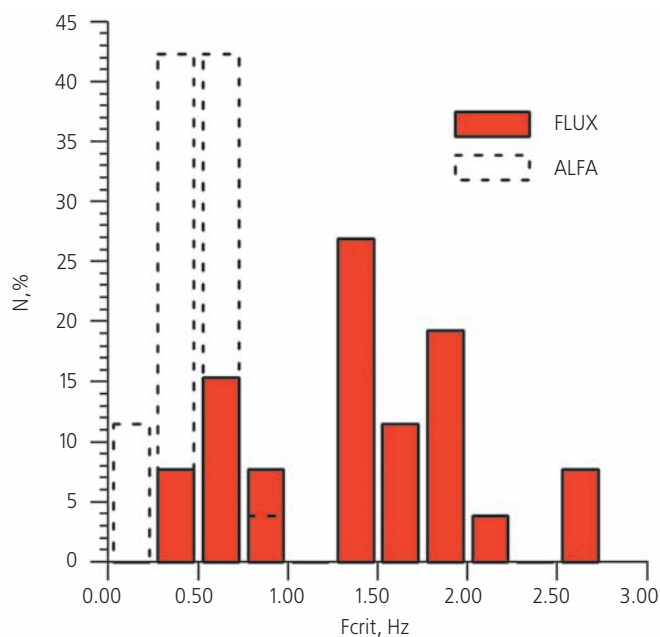


рисунок 19. Гистограмма вариаций критической частоты спектров потока и полярного угла

4.4. Фронты межпланетных ударных волн

Еще одним важным моментом является наблюдение тонкой структуры межпланетных ударных волн (МУВ) в солнечном ветре. Наши измерения с рекордно высоким временным разрешением впервые позволили наблюдать структуру этих фронтов, которая была недоступна прежним экспериментам.

На рисунке 21 показаны два примера фронтов МУВ.

1. Межпланетная ударная волна, пришедшая к Земле 01.11.2011 г. после сильной солнечной вспышки. На измерениях с разрешением в 31 мс видно очень быстрое и монотонное нарастание потока ионов за время около 0.15 сек и одновременное небольшое изменение полярного и азимутального углов.

2. Межпланетная ударная волна, пришедшая к Земле 24.10.2012 г.

Здесь возрастание потока ионов во фронте (синяя кривая) происходит не монотонно, а через несколько (около десятка) больших (до 30–50% величины) колебаний типа затухающей синусоиды с периодом около 0.4 с. При этом имеют место и повороты потока (красная кривая) – если начальное и конечное (т.е. после прохождения фронта) направления потока ионов примерно совпадают, то на самом фронте имеются синхронно с изменением величины потока и вариации его полярного угла на 1–2 град, а в самом начале фронта – очень резкий (за 0.2 с) поворот потока на 6 град и его возвращение назад. Вся наблюдаемая структура фронта имеет длительность около 4–5 с.

Конечно, при измерениях с разрешением в несколько секунд такая тонкая структура фронта не могла быть обнаружена.

Надо отметить, что на осцилляторном фронте колеблется не только поток ионов, но и все другие параметры СВ. На рисунке 22 показаны (для другой МУВ) аналогичные колебания за фронтом МУВ плотности, переносной скорости, двух углов направления потока и тепловой скорости ионов.

Представленный на рисунке 21 случай не является уникальным – подобная структура фронта ударной волны не принадлежит только межпланетным событиям, и похожие осцилляторные структуры наблюдались нами неоднократно и при прохождении спутником околоземной ударной волны. Можно предположить, что это явление связано с возникновением неустойчивостей плазмы при набегании резкого фронта возрастаний плотности и скорости.

Из полученных примеров измерений с помощью прибора БМСВ длительностей монотонных фронтов МУВ может быть вычислена толщина этих фронтов, если известна скорость движения фронта.

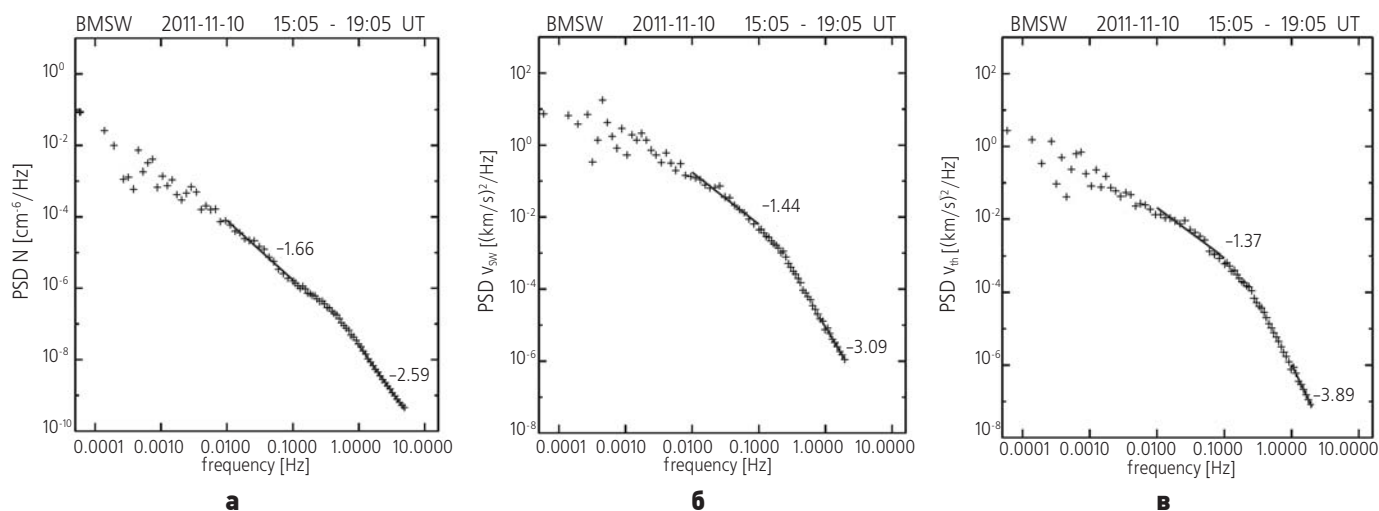
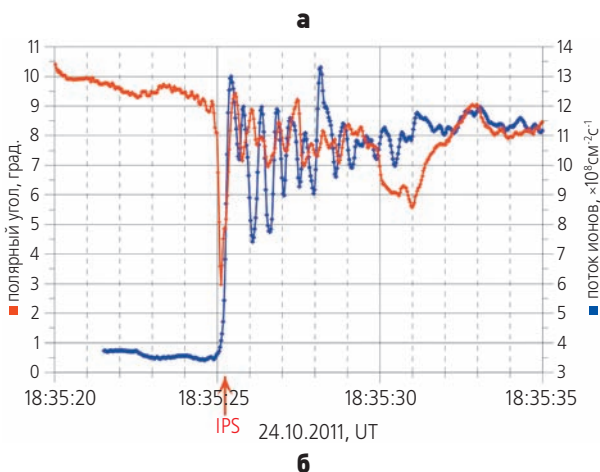
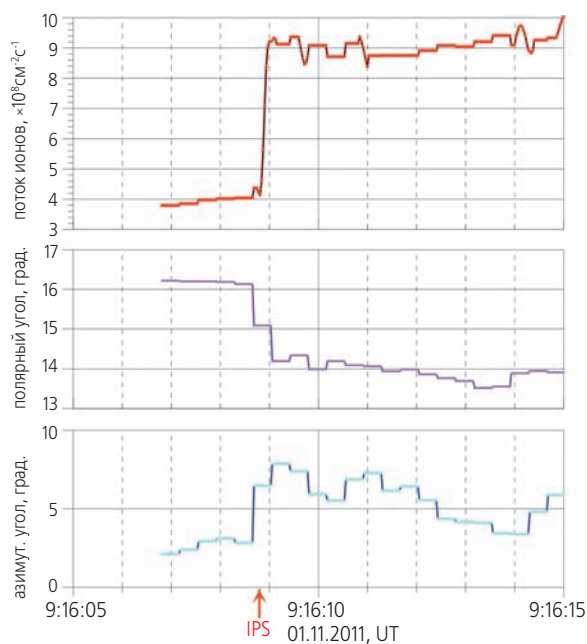
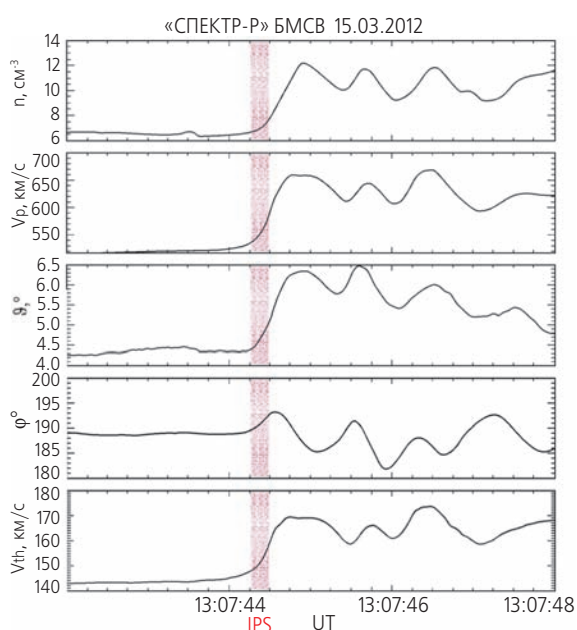


рисунок 20. Спектры мощности флуктуаций плотности (а), переносной скорости (б) и тепловой скорости (в) солнечного ветра



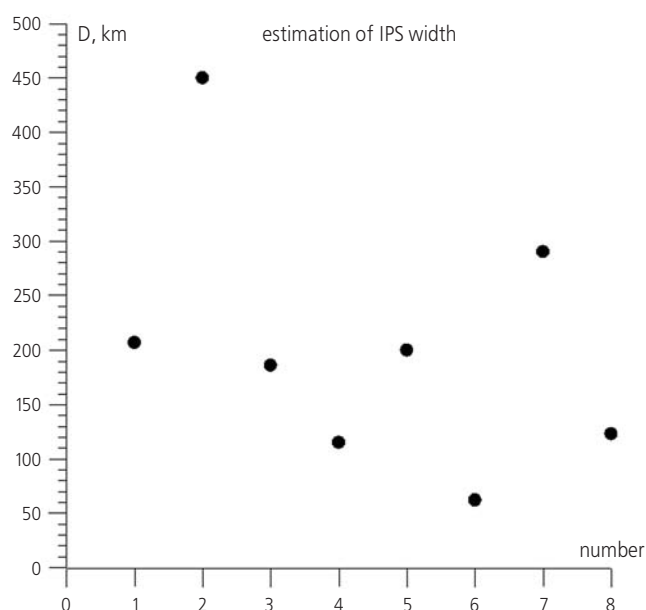
рисунк 21. Примеры двух вариантов формы фронта МУВ – монотонного (а) и с осцилляциями (б)



рисунк 22. Осцилляции параметров солнечного ветра (плотности, скорости, двух углов прихода и тепловой скорости) за фронтом МУВ

Эта скорость, в свою очередь, может быть определена по разнице моментов прохождения МУВ мимо двух (или больше) КА, достаточно далеко расставленных в межпланетном пространстве вдоль направления движения МУВ.

Полученные результаты показаны на рисунке 23 для восьми случаев наблюдения МУВ. Видно, что измеренные толщины фронтов меняются от 60 до 450 км при среднем значении около 200 км. Сопоставление этих оценок с различными физическими параметрами МУВ показало, что толщина фронта примерно в четыре раза превышает значение гиро-радиуса протонов, подсчитанного из величины магнитного поля и тепловой скорости протонов перед фронтом (Nemecek Z. et al., 2013).



рисунк 23. Толщины фронтов межпланетных ударных волн

Еще одним аспектом наших исследований МУВ является изучение их взаимодействия с магнитосферой Земли. В частности, было показано воздействие МУВ на динамику низкочастотных магнитосферных пульсаций геомагнитного поля типа Pc1. Пример такого воздействия показан на рисунке 24, где сопоставляется временной ход плотности плазмы СВ на фронте межпланетной ударной волны 09.09.2011 г. и динамический спектр всплесков геомагнитного поля, измеренный на станции Ловозеро. Видно, что приход скачка давления СВ вызывает фронт постепенного возрастания частоты пульсаций со временем (наклон переднего фронта). Такая динамика возбуждения Pc1 наблюдалась глобально. Впервые она регистрировалась одновременно на дневной и ночной сторонах магнитосферы. При этом время нарастания частоты пульсаций заметно превышает время нарастания динамического давления на фронте МУВ. Можно полагать, что резкое смещение магнитопаузы является

причиной наклона переднего фронта пульсаций, который виден на динамических спектрах, а уменьшение периода, вероятно, связано с изменением гирочастоты ионов вследствие нарастания напряженности магнитного поля в области развития циклотронной неустойчивости.

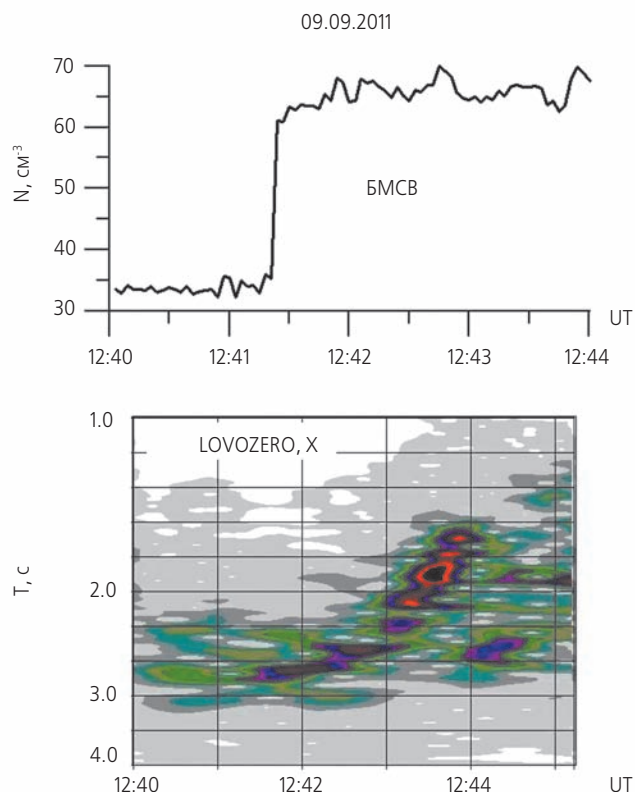


рисунок 24. Приход МУВ и динамическая спектрограмма всплесков геомагнитного поля

4.5. Содержание гелия в СВ

Еще одной темой наших исследований было изучение быстрых вариаций содержания гелия в солнечном ветре.

Интерес к этой теме очевидным образом связан с тем, что именно сравнение параметров протонной и гелиевой компонент солнечного ветра помогает прояснить свойства верхней короны Солнца и механизм формирования в ней СВ. В этой части важнейшими вопросами являются определение относительного содержания и переносной скорости альфа-частиц по отношению к основной (протонной) компоненте.

По этой проблеме было сделано довольно много работ, которые показали, в частности, что усредненное на больших временных интервалах содержание гелия в СВ по числу ионов составляет, в среднем, примерно 1–5% возрастая до примерно 20% в событиях, связанных с корональными выбросами массы. При этом среднее значение переносной скорости альфа-частиц довольно близко совпадает со значением скорости протонов.

Однако все эти многочисленные наблюдения почти исключительно относятся к усредненным значениям параметров протонов и альфа-частиц – среднечасовым или даже среднесуточным. Вопрос же о динамике гелиевой компоненты СВ в минутном и секундном диапазонах времени остался совершенно неосвещенным в литературе. Прежде всего это связано с низким временным разрешением прежних измерений параметров потока ионов гелия в солнечном ветре. Так, в известном эксперименте на аппаратах «Helios» это разрешение составляло 40.5 сек, для ныне действующего КА «АСЕ» оно составляет 64 сек.

Использование прибора БМСВ для определения параметров гелиевой компоненты СВ основано на измерениях спектров ионов по их энергии на единицу заряда. При этом в режиме свипирования управляющих напряжений (см. выше) за 3 сек измеряется интегральный энергетический спектр ионов из 96 значений с весьма высоким разрешением по энергии – около 1% (рисунок 25), что позволяет достаточно надежно определить основные параметры плазмы. Представленный на рисунке 26 такой спектр, измеренный в солнечном ветре, наглядно показывает двухкомпонентный в первом приближении характер потока ионов – четко видны довольно плоский уровень тока частиц с энергией больше потенциала запирающей сетки (в пределах 0–600 В), затем быстрый спад тока (в диапазоне 600–900 В), соответствующий запираению протонов, затем снова почти плоский уровень тока (в диапазоне 1100–1400 В), соответствующий регистрации ионов гелия, и довольно быстрый спад тока при запирании ионов гелия (при напряжении около 1500–1600 В).

Для анализа этих спектров была разработана методика определения относительного содержания и относительной скорости ионов гелия с использованием одновременно интегрального и дифференциального (как численной производной интегрального) спектров, которая позволяет выделить два максимума спектра, соответствующие потокам протонов и ионов гелия (рисунок 26). Именно по этим интегральным и дифференциальным спектрам, позволяющим получить надежное разделение ионных компонент, проводилось определение скоростей и плотностей протонов и ионов гелия.

Пример выделения потоков протонов и ионов гелия в потоке ионов СВ на основе селекции ионов по величине их энергии на заряд представлен на рисунках 27 и 28. На рисунке 27 показана на 6-часовом интервале энергоспектрограмма потока ионов в диапазоне 120–3000 эВ/заряд. Здесь видны два отдельных спектра – нижний, более интенсивный, с максимумом в 750 эВ соответствует протонам, а верхний – менее интенсивный, с максимумом около 1500 эВ соответствует дважды ионизованным ионам гелия, что под-

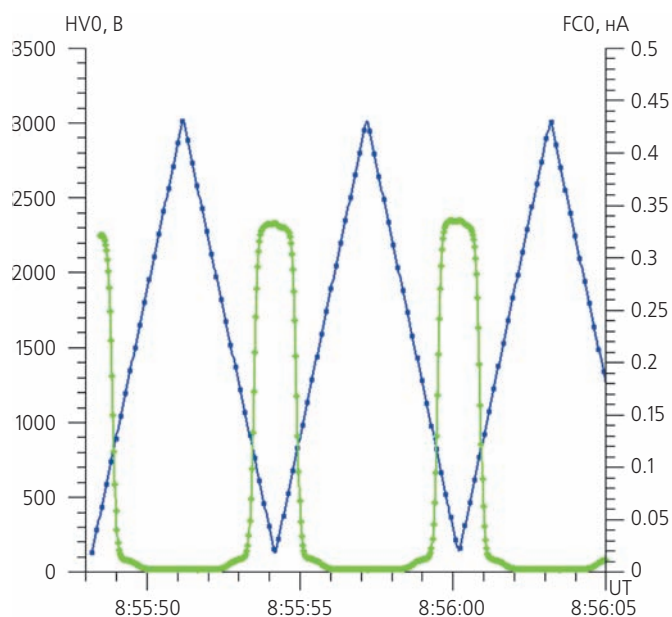


рисунок 25. Пример временного хода напряжения и тока в режиме свипирования

тверждается отличием второго максимума по энергии на заряд от первого ровно в два раза, как и должно быть для ионов гелия. При этом разделение спектров очень четкое и не вызывает сомнений.

На рисунке 28 (вверху) представлена зависимость от времени относительного содержания ионов гелия, полученного из этой энергоспектрограммы. Здесь хорошо видны быстрые вариации содержания гелия в диапазоне от 0.6 до 13%.

Точность измерения относительного содержания гелия можно оценить примерно в $\pm(0.1-0.2)\%$, так что его вариации в указанных пределах являются вполне реальными. Сразу отметим, что вариации содержания происходят на интервалах в десятки секунд и даже меньше, что значительно быстрее ранее публиковавшихся сведений.

Детальные примеры очень резких и быстрых вариаций содержания гелия представлены на рисунке 28 (внизу). Здесь мы видим резкие (за времена по-

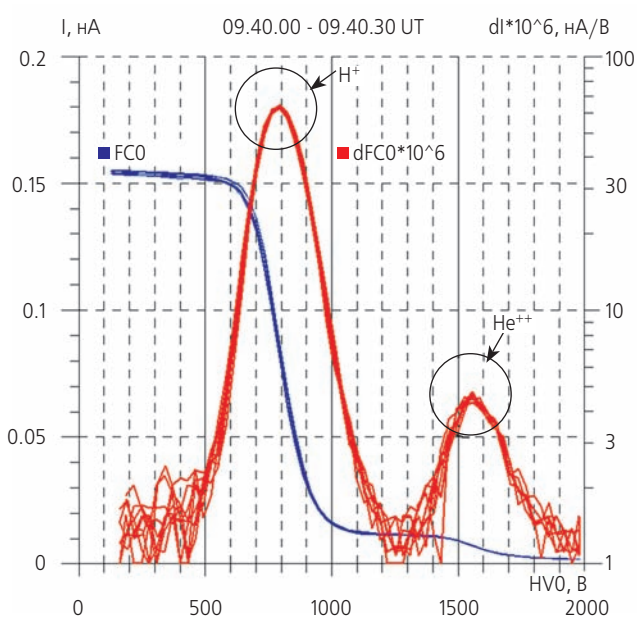


рисунок 26. Интегральный и дифференциальный спектры токов датчика в режиме свипирования

рядка 10–20 сек) изменения содержания гелия на несколько процентов (см. интервалы около 4:07, 4:22, 4:34, 14:04, 14:08, 14:12, 14:24 UT). Особенно впечатляет момент около 4:12 UT на рисунке 28 (внизу) – возрастание содержания гелия от 3.4 до 8.2% за время около 3 с, что соответствует пространственному размеру этого скачка около 1000 км. Детальные результаты этих исследований изложены в работах (Safrankova J. et al. Short-scale..., 2013; Застенкер Г.Н. и др., 2014).

Можно предполагать, что эти резкие изменения являются границами областей в источнике СВ, обладающих различным содержанием гелия.

Все собранные нами данные о вариациях содержания гелия в СВ представлены на сводной гистограмме рисунка 29. Здесь показана вероятность наблюдения той или иной величины содержания для примерно 100 часов измерений потока ионов солнечного ветра.

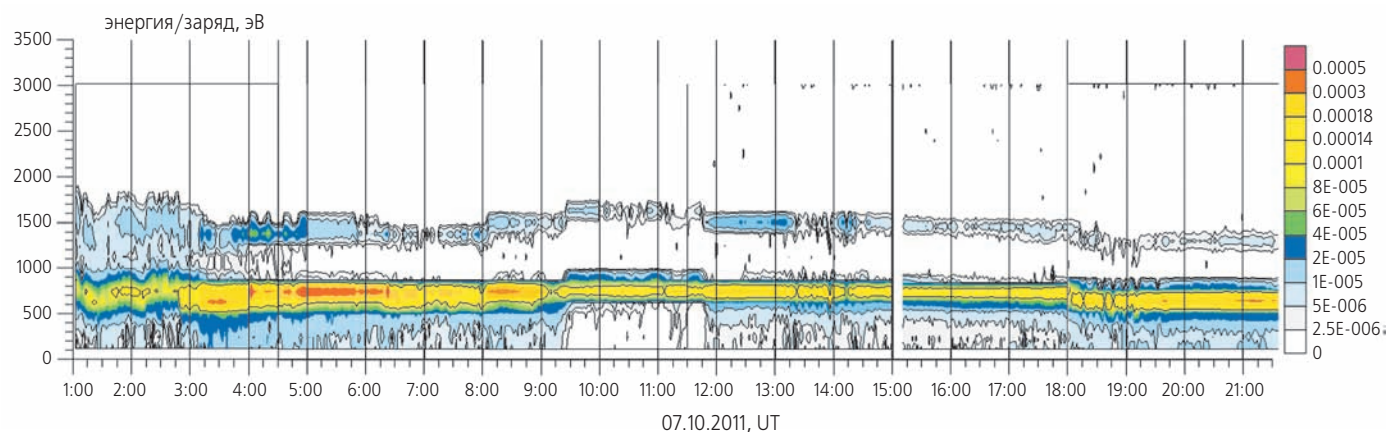


рисунок 27. Энергоспектрограмма потока ионов солнечного ветра

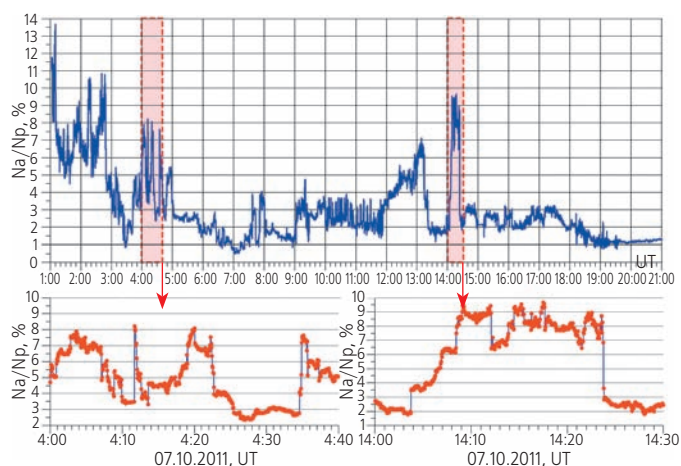


рисунок 28. Временной ход содержания ионов гелия в СВ. На нижней панели развернуты два временных интервала

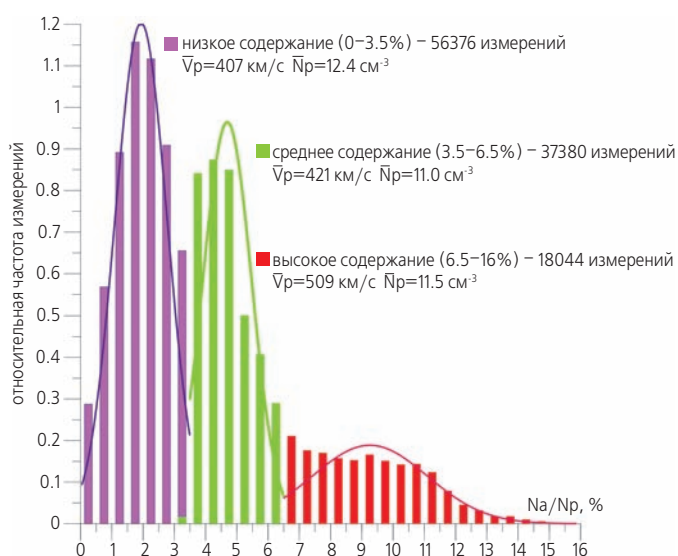


рисунок 29. Гистограмма содержания ионов гелия

Хорошо видно, что на сводной гистограмме четко выделяются три области:

1. Участок низкого содержания – от 0.1 до 3.5%.
2. Участок среднего содержания – от 3.5 до 6.5%.
3. Участок высокого содержания – от 6.5 до 16%.

Видно, что с ростом содержания доля полученных отсчетов заметно падает.

В область низкого содержания попадает 56% измерений, в область среднего содержания – 27% и в область высокого содержания – 17% измерений. В соответствии с ранее установленной тенденцией наиболее высокое содержание гелия соответствует в среднем областям СВ с более высокой скоростью.

Для рассматриваемой задачи – изучения вариаций протонов и ионов гелия – оказалось весьма полезным провести сравнение изменчивости одновременно измеренных с высоким временным разрешением плотностей протонов и ионов гелия. При этом во всех случаях изменчивость плотности ионов гелия выше, чем изменчивость плотности протонов.

К числу важных вопросов при исследовании быстрых вариаций гелиевой компоненты потока ионов СВ относится выявление возможной связи этих вариаций с изменениями плотности и скорости протонов. Зависимость содержания гелия от скорости протонов была изучена неоднократно по весьма усредненным данным и по нашим быстрым измерениям (см. гистограмму рисунка 29). Было надежно показано, что в среднем с ростом скорости СВ содержание гелия заметно увеличивается. Однако зависимость содержания гелия от плотности протонов не была достаточно уверенно выявлена ни для усредненных вариаций, ни для быстрых вариаций плотностей протонов и ионов гелия.

Сразу же отметим, что эта задача не так проста, ибо прямое сопоставление измерений этих параметров дает сильно неоднозначные результаты. Так, на рисунке 30 приведены зависимости Na/Np от Np для примера трех наборов одновременно измеренных значений плотностей протонов и гелия в разные дни (сентябрь и октябрь 2011 г. и апрель 2012 г.). Все выбранные интервалы сопровождались весьма малыми вариациями скорости СВ в эти дни (не более примерно $\pm 10\%$ от величины скорости).

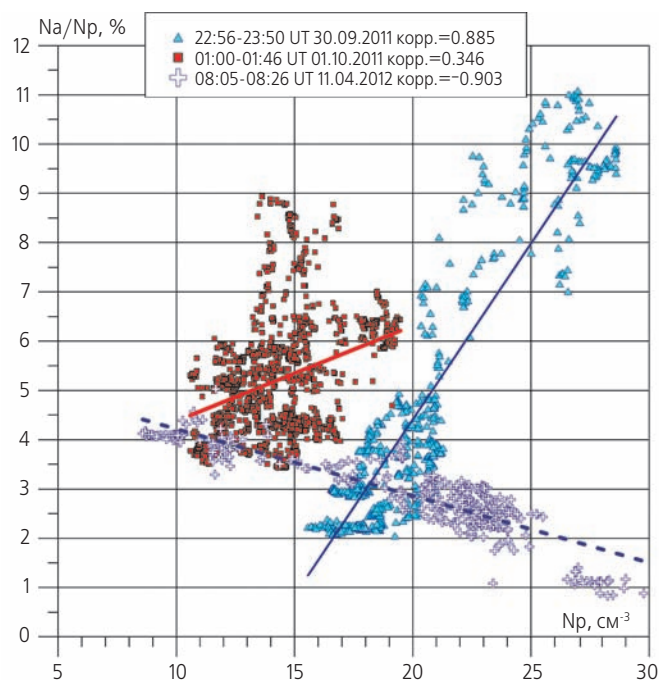


рисунок 30. Зависимость Na от Np для трех интервалов в разные дни

Из этого графика хорошо видно, что имеют место как события с приблизительно постоянством значений Na/Np (относительного содержания гелия) в широком диапазоне изменений плотности протонов (см. данные для 01.10.2011), так и события, в которых содержание ионов гелия примерно пропорционально плотности протонов (см. данные для 30.09.2011) и, наоборот, события, в которых содержание ионов

гелия заметно падает с ростом плотности протонов в широких пределах (см. данные для 11.04.2012).

Эти и многочисленные им подобные результаты приводят нас к выводу, что в солнечном ветре однозначной функциональной связи содержания ионов гелия с плотностью протонов для рассматриваемых нами быстрых вариаций не существует, или она существует лишь на отдельно выделенных интервалах времени.

Для дальнейшего углубления этого исследования были изучены уровни корреляции параметров Na и Np на коротких временных интервалах (300 с).

При этом было получено, что даже в весьма близкие моменты времени значения плотностей протонов и ионов гелия могут как коррелировать между собой, так и антикоррелировать.

Пример такого сопоставления показан на рисунке 31, где дана зависимость Na от Np для четырех пятиминутных интервалов внутри одного часа. Все четыре случая имеют достаточно высокий уровень корреляции, но в двух случаях эта корреляция положительная, а в двух других – отрицательная.

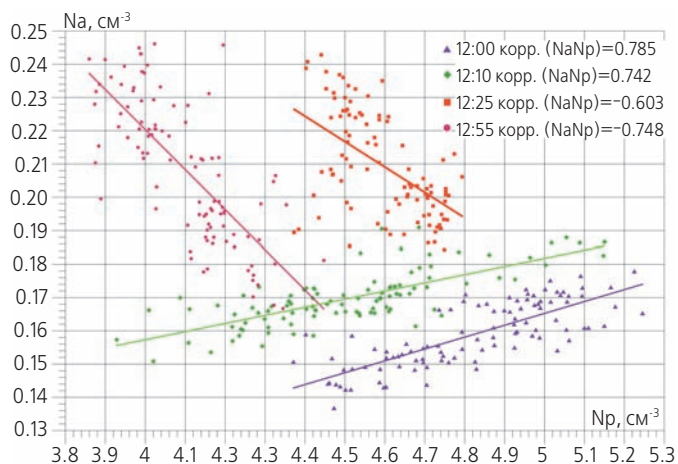


рисунок 31. Зависимость Na от Np для четырех пятиминутных интервалов одного дня

Из этого примера следует, что связь значений плотности протонов и ионов гелия носит временной, т.е. событийный, характер и может быть самой разной. Если предположить, что величина и характер корреляции плотностей Na и Np являются характерными признаками определенной «микрообласти» потока СВ, т.е. области потока, в которой основные характеристики соотношения плотностей протонов и ионов гелия – величина и характер их корреляции – примерно постоянны, то из наблюдений временных соотношений поведения Na и Np типа представленных на рисунках 31 и 32 можно оценить разделение потока на такие «микрообласти». Так, из рисунка 31 следует, что в данном часе измерений мы видим четыре таких области (начинающиеся в 12:00, 12:10, 12:25

и 12:55 UT и длящиеся примерно по 5 минут), последовательно сменяющие друг друга и существенно различающиеся величиной плотности гелия и характером связи этой плотности с плотностью протонов. Тогда изменение величины и характера корреляции параметров Na и Np можно интерпретировать как переход от потока ионов из одной «микрообласти» к потоку из другой «микрообласти», и временной масштаб этих переходов должен отражать пространственный масштаб самих этих областей.

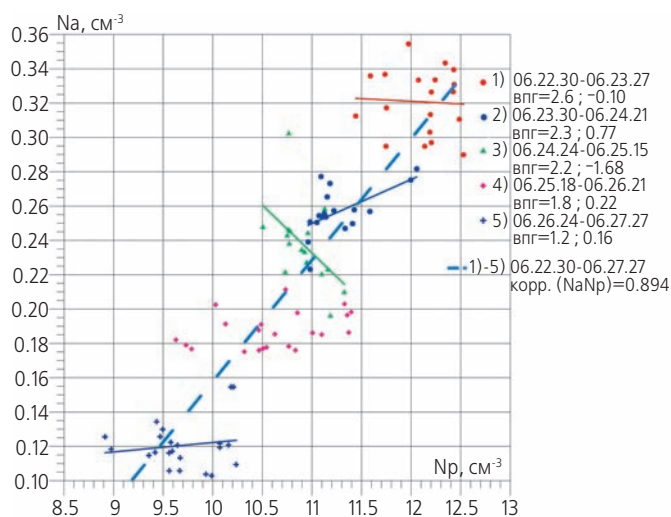


рисунок 32. Зависимость Na от Np для пяти одноминутных интервалов в течение одного часа

Развитие этого подхода для еще меньших временных масштабов представлено на рисунке 32. На этом удачном примере показано наличие внутри одного пятиминутного интервала измерений в СВ пяти последовательных «микроподобластей» с различным содержанием гелия и разной величиной (и даже знаком) связи плотностей протонов и ионов гелия. В каждой из этих «микроподобластей», как видно из рисунка 32, измеренные точки зависимости Na от Np группируются вокруг отрезков прямых линий. При этом средние значения содержания гелия для представленных пяти «микроподобластей» на этой пяти минутке меняются от 2.6 до 1.2%.

И все эти «микроподобласти» имеют длительно-сти около 40–60 сек, содержат от 16 до 22 измерений и вполне четко отделены друг от друга.

Такая структурность потока ионов СВ в отношении параметров ионов гелия, как показанная на рисунке 32, оказывается вполне типичной и повторяется в большинстве случаев.

Отметим, что суммарно на всем пятиминутном интервале (рисунок 32) корреляция Na и Np оказывается положительной и достаточно высокой, равной 0.89, но по данным высокого разрешения видно, что этот интервал разбивается на отдельные части («микроподобласти») с разными значениями (и даже знаками) связи плотностей двух компонент потока

ионов. Без такого высокого разрешения эти «микро-подобласти» просто не будут видны.

Оказывается также, что эти «микроподобласти» с разным поведением гелия никак не связаны с вариациями параметров СВ и вовсе не являются их отражением. Следовательно, нет видимой функциональной связи изменений параметров V , T , N с поведением содержания ионов гелия в СВ.

Итак, измерения представленные на рисунках 31, 32 и множество им подобных измерений с высоким разрешением (3 сек) динамики содержания гелия и связи значений N_{α} и N_p на малых временных интервалах (0.5–5 мин) показывают, что эти значения собираются в отдельные группы, представляющие, по нашему мнению, некие «микро-подобласти» потока ионов СВ. Пространственный масштаб этих групп (областей и подобластей) на орбите Земли из данных рисунков 31, 32 (при имевшей место скорости ветра в 400–500 км/с) можно оценить примерно как 10–150 тыс. км. Далее встает важнейший вопрос о возможных причинах такой пространственной группировки ионов СВ в потоке. Группировки в том смысле, что в малой подобласти пространства собирается поток с одними свойствами содержания гелия, а потом – некая граница и идет подобласть с другими свойствами содержания.

Здесь возможны две очевидные гипотезы – либо эта группировка задается свойствами корональных источников солнечного ветра при его формировании, либо она возникает при движении СВ от Солнца вследствие турбулентных процессов в плазме. Эта тема обсуждалась во многих работах по наблюдениям гелия в СВ, и большинство авторов приходит к выводу, что изменения в скорости, плотности и температуре СВ могут быть следствием как турбулентности «по дороге», так и действием различных корональных источников, однако весьма маловероятно, что изменения в составе (т.е. в отношении плотностей протонов и альфа-частиц) могут возникать из-за каких-то воздействий «по дороге».

Если принять в качестве первичной гипотезы, что различия в свойствах «микрообластей» потока ионов вызваны просто переходом от регистрации потока ионов от одного коронального источника СВ к потоку от другого коронального источника СВ, то из полученных нами временных соотношений можно получить очень приближенные оценки размеров этих корональных источников. Исходя из того, что солнечный ветер формируется в короне на высоте порядка $2.5 R_s$, мы получим, что размеры этих образований в короне из геометрических соображений должны быть порядка 0.01 от их размеров на орбите Земли и из приведенных выше протяженностей «микрообластей» потока на орбите Земли (10–150 тыс. км) приходим к оценке размеров их корональных ис-

точников порядка 0.1–1.5 тыс. км – довольно малой величины в масштабах Солнца. Понятно, конечно, что эта оценка является весьма приблизительной и довольно условной, но, по-видимому, она отражает структурные свойства потоков ионов СВ, связывающие их с мелкой «зернистостью» или «слоистостью» солнечной короны в отношении содержания ионов гелия в области формирования солнечного ветра.

Все вышеизложенное позволяет заключить, что спектрометр БМСВ с его высоким временным разрешением дал возможность:

- наблюдать вариации величины и направления потока ионов СВ на субсекундном масштабе;
- исследовать турбулентные свойства флуктуаций параметров плазмы в СВ вплоть до частот ~ 15 Гц, ранее не доступных прямым измерениям;
- исследовать тонкую структуру межпланетных ударных волн;
- выявить и изучить быстрые вариации относительного содержания ионов гелия.

Таким образом, можно заключить, что исследования солнечного ветра с помощью прибора БМСВ, имеющего секундное и субсекундное временное разрешение, оказываются весьма плодотворными и позволяют получить новые и важные сведения.

5. Результаты, полученные с помощью монитора энергичных электронов и протонов МЭП

Спектрометр энергичной плазмы МЭП разработан и изготовлен в Институте экспериментальной физики Словацкой Академии наук (г. Кошице, Словакия) в сотрудничестве с Институтом космических исследований Российской Академии наук (г. Москва, Россия) и университетом Демокрита (г. Ксанти, Греция). Прибор проводит измерения спектров по энергии потоков электронов (30–350 кэВ) и протонов (30 кэВ – 3.2 МэВ), используя две пары кремниевых детекторов. Главная научная задача прибора – наблюдения переменных потоков энергичных электронов и ионов в солнечном ветре, на ударной волне и внешней магнитосфере Земли с рекордным временным разрешением до 32 мс. Описание прибора приведено в публикациях (*Baláž J. et al.*, 2007; *Балаж Я. и др.*, 2013).

Прибор МЭП был включен 31 июля 2011 года и с тех пор успешно функционирует: характеристики детекторов стабильны, программных и аппаратных сбоев не зарегистрировано. Начиная с 2013 года прибор включается только на примаыкающих к перигею участках орбиты общей длительностью 2–3 суток, представляющих основной научный интерес. Такой режим работы позволяет сохранить ресурс работы детекторов.

В ходе полета была зарегистрирована повышенная чувствительность прибора к солнечному свету, выразившаяся в увеличении шума детектора ионов (этот детектор, в отличие от детектора электронов, не закрыт фольгой). По всей видимости, причиной подобной помехи являются блики солнечного света от элементов конструкции. Уровень шумов увеличивается при развороте КА осью $-X$ к Солнцу (прибор установлен на поверхности платформы «НАВИГАТОР»). Для парирования таких помех был разработан специальный режим работы на наиболее интересных участках орбиты, предусматривающий разворот всего КА в положение, более благоприятствующее измерениям на 3–6 часов. Данный режим успешно используется с 2012 года.

Изменение шумовых характеристик детекторов в ходе такого разворота иллюстрирует рисунок 33. Разворот КА был проведен в 13 часов московского декретного времени 13 ноября 2012 года в зоне долей хвоста магнитосферы Земли, где естественные потоки частиц плазмы очень малы. Температура детекторов (верхняя панель) постепенно уменьшалась с 36 до 24 градусов Цельсия. Таким образом, процесс остывания детектора занимает не менее 3 часов. При этом амплитуда шумов детектора электронов резко (в течение менее часа) упала с 37 до 27 кэВ. Амплитуда шумов детектора ионов снижалась постепенно и осталась достаточно высокой (около 40 кэВ), однако при повороте КА резко снизились помехи на высоких энергиях (на рисунке не показано). Резкие колебания уровня шумов детектора ионов, видимые на рисунке, связаны с регистрацией в этот момент «полезного сигнала» – естественных вариаций потока ионов. В целом данная динамика характеристик детекторов соответствует ожидаемой при использованном конструктивном решении.

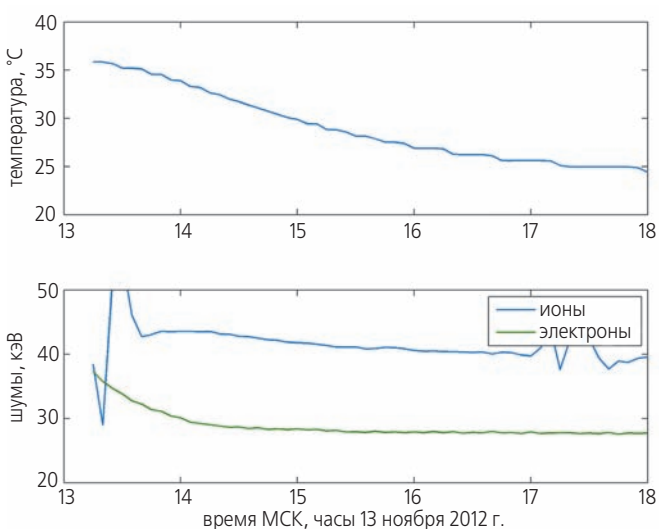
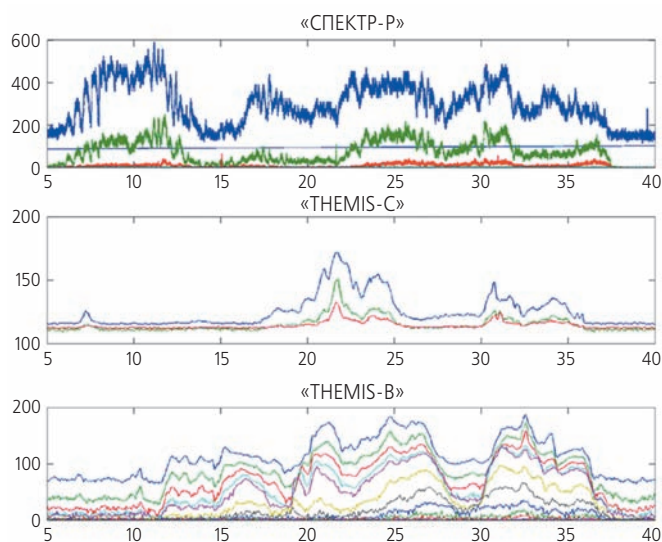


рисунок 33. Динамика температуры (верхняя панель) и шумов (нижняя панель) детекторов прибора МЭП при развороте КА



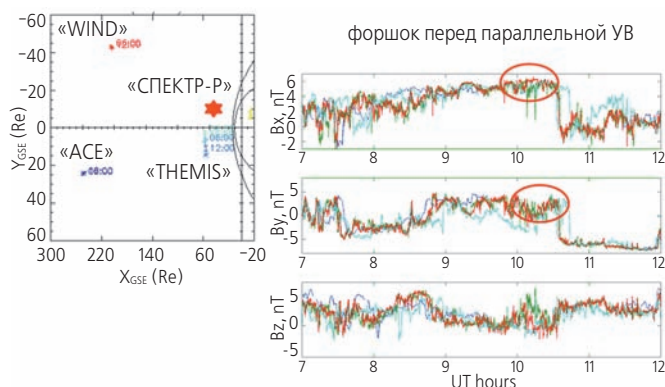
Потоки энергичных ионов МЭП (верхняя панель) 35–70 кэВ (синяя линия), 70–140 кэВ (зеленая линия), 140–280 кэВ (красная линия). Наблюдения ионов КА «THEMIS-C» (средняя панель) и «THEMIS-B» (нижняя панель) для энергий 28 кэВ – 1000 кэВ. По оси абсцисс – время в минутах после 1000 всемирного времени 31.07.2011. По оси ординат – отсчеты детектора.

рисунок 34. Наблюдения потоков энергичных частиц

Исключительно интересные наблюдения были проведены прибором МЭП в солнечном ветре буквально в первые часы после первого включения (рисунок 34). Наблюдалось транзитное возрастание потока ионов в диапазоне энергий до 200 КэВ. Это достаточно обычное явление, связанное с отражением и ускорением ионов на квазипараллельной ударной волне (т.н. «форшок»). Однако на переднем фронте возрастания отчетливо наблюдаются колебания потока с периодом порядка 20–30 секунд, имеющие синфазный характер в широком диапазоне энергий – это совершенно новое явление. Ранее таких явлений зарегистрировано не было, в основном из-за недостаточного временного разрешения приборов.

Два КА «THEMIS-B, -C», одновременно находившиеся в относительной близости от КА «СПЕКТР-Р», также регистрировали возрастания, но с другим временным профилем и без квазипериодических вариаций (рисунок 34), что свидетельствует о достаточно высокой вариабельности форшока. Взаимное расположение всех КА и магнитосферы Земли приведено на рисунке 35 (слева). Анализ характеристик СВ межпланетного магнитного поля – ММП (рисунок 35 справа) показал, что в интересующий нас период времени на протяжении более часа регистрировалось ММП радиального направления (с доминированием компонента V_x , помечено красным овалом). При таком направлении ММП практически вся ударная волна перед магнитосферой Земли является «квазипараллель-

ной» (т.е. нормаль к ее поверхности почти параллельна ММП), что облегчает уход «отраженных» ионов вверх по потоку по направлению к Солнцу. Именно такие ионы и регистрируются всеми тремя КА («THEMIS-B, -C», «СПЕКТР-Р»). Тем не менее, регистрация отраженных ионов на удалении более 300000 км от Земли является достаточно редким событием. Другой характерной чертой данного интервала времени (на рисунке не показано) является высокая скорость СВ более 600 км/с.



Слева: координаты спутников «СПЕКТР-Р», «THEMIS», «WIND», «ACE» в эклиптике на 0600–1200 всемирного времени 31.07.2011. Параболические кривые показывают среднее положение ударной волны и магнитопаузы. Справа: межпланетное магнитное поле для 0700–1200 всемирного времени 31.07.2011. Красная и зеленая кривые – «THEMIS», синяя и голубая – «WIND» и «ACE».

рисунок 35. Наблюдения солнечного ветра

Регистрация интересующих нас колебаний потока ионов только на одном спутнике свидетельствует о том, что это явление также достаточно локализовано в пространстве и занимает зону с размером не более 50000 км поперек потока солнечного ветра. Предварительное рассмотрение возможных механизмов его происхождения позволяет сделать вывод о связи обнаруженных колебаний потока с колебаниями границ магнитосферы, появляющимися в интервалы высокой скорости СВ. Однако открытым вопросом, требующим более глубокого изучения, остается проблема синфазности колебаний на всех регистрируемых энергиях. Ионы различных энергий движутся по существенно различным траекториям, и на значительном удалении от источника должно происходить перемешивание.

закключение

Таким образом, описанные выше результаты позволяют сделать вывод, что эксперимент «ПЛАЗМА-Ф» на борту спутника «СПЕКТР-Р» в течение первых трех лет полета проходил весьма успешно:

- система баллистического обеспечения предоставляла все данные, необходимые для планирования полноценной научной программы эксперимента;
- система ССНИ-2 для записи, хранения и обработки на борту информации от научных приборов обеспечила сохранение всей информации от приборов и благодаря предпринятым мерам по сжатию этой информации позволила частично парировать трудности, связанные с недостаточной продолжительностью и частотой сеансов сброса научной информации на наземные пункты наблюдения;
- система передачи данных эксперимента в ИКИ РАН и система разных видов обработки этих данных в ИКИ РАН и в его кооперации обеспечили своевременное получение данных для научного анализа и их архивации;
- обработка и анализ показаний научных приборов – плазменного спектрометра БМСВ и монитора энергичных частиц МЭП-2, обладающих как высоким энергетическим разрешением, так и рекордно высоким временным разрешением, позволили получить много важных и новых научных результатов, уже докладывавшихся на многочисленных научных конференциях и опубликованных в довольно большом числе статей (около 15) в российских и международных научных и научно-технических журналах.

Авторы благодарят всех многочисленных участников разработки и изготовления приборов эксперимента «ПЛАЗМА-Ф» и их разнообразных испытаний как в ИКИ РАН, так и в НПОЛ им. С.А. Лавочкина, а также – отдельно – сотрудников НПОЛ им. С.А. Лавочкина: В.В. Хартова, Б.Н. Мартынова, М.Б. Мартынова, И.Д. Церенина, А.В. Мендерева, И.Н. Сазонову, М.И. Артюхова, В.А. Молодцова, М.Е. Чурикову, Е.Н. Филиппову, И.П. Губанова, А.З. Воробьева, И.В. Меркулова за неоценимую помощь в части обеспечения работы этого эксперимента в ходе полета спутника «СПЕКТР-Р».

список литературы

- Артюхов М.И., Хартов В.В. и др. Космическая миссия «РАДИОАСТРОН». Первые результаты // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 3. С. 4-21.
- Балаж Я., Гладышев В.А., Кудела К., Петрукович А.А. и др. Измерения энергичной плазмы в эксперименте МЭП-2 на борту космического аппарата СПЕКТР-Р // Космические исследования. 2013. Т. 51, № 2. С. 100-196.
- Безнос А.В., Круковская Е.В., Лакутина Е.В., Минская Л.К. и др. Изменение программного обеспечения в активно функционирующем на орбите космическом приборе // Тезисы доклада в сборнике 7-й Конференции по космическим исследованиям, Украина, Евпатория, 3–8 сентября 2007. 136 с.

Гордеева Ю.Ф. Зависимость элементов от времени в долгопериодических колебаниях в ограниченной задаче трех тел // Космические исследования. 1968. Т. 6, № 4. С. 536.

Застенкер Г.Н., Колоскова И.В., Рязанцева М.О., Юрасов А.С. и др. Наблюдение быстрых вариаций содержания ионов гелия в солнечном ветре // Космические исследования. 2014. Т. 52, № 1. С. 27-38.

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

Застенкер Г.Н., Зеленый Л.М., Петрукович А.А., Чесалин Л.С. и др. Эксперимент «ПЛАЗМА-Ф» – первые результаты работы // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 3. С. 22-27.

Застенкер Г.Н., Храпченков В.В. и др. Быстрые вариации величины и направления потока ионов солнечного ветра // Космические исследования, в печати.

Застенкер Г.Н., Шафранкова Я., Немечек З., Прех Л. и др. Быстрые измерения солнечного ветра с помощью прибора БМСВ // Космические исследования. 2013. Т. 51, № 2. С. 88-99.

Зелёный Л.М., Застенкер Г.Н., Петрукович А.А., Чесалин Л.С. и др. Эксперимент «ПЛАЗМА-Ф» на спутнике «СПЕКТР-Р» // Космические исследования. 2013. Т. 51, № 2. С. 83-87.

Лидов М.Л. Эволюция орбит искусственных спутников планет под действием гравитационных возмущений внешних тел // Искусственные спутники Земли. 1961. № 8. С. 5.

Назирова Р.Р., Прохоренко В.И., Шейхет А.И. Ретроспективный геометрический анализ долгопериодической эволюции орбит и времени баллистического существования ИСЗ серии «Прогноз» // Космические исследования. 2002. Т. 40, № 5. С. 538.

Прохоренко В.И. Геометрическое исследование решений ограниченной круговой двукратно осредненной задачи трех тел // Космические исследования. 2001. Т. 39, № 6. С. 622-633.

Прохоренко В.И. Исследование времени баллистического существования эллиптических орбит, эволюционирующих под влиянием гравитационных возмущений внешних тел // Космические исследования. 2002. Т. 40, № 3. С. 285-294.

Прохоренко В.И. Исследование периодов эволюции эллиптических орбит в двукратно осредненной задаче Хилла // Космические исследования. 2002. Т. 40, № 1. С. 54-60.

Прохоренко В.И. Об особенностях долговременной эволюции высокоапогейной орбиты КА «СПЕКТР-Р» // Космические исследования. 2014. Т. 52, № 2. С. 132.

Прохоренко В.И. Об условиях пересечения орбиты спутника с поверхностью центрального тела конечного радиуса в двукратно осредненной ограниченной задаче трех тел. Труды МИАН РАН. 2007. Т. 259. С. 156-173.

Прохоренко В.И. Проблема выбора высокоапогейных орбит искусственных спутников Земли с учетом времени баллистического существования // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 1 (74). С. 30.

Чесалин Л.С., Застенкер Г.Н., Круковская Е.В., Лакутина Е.В. и др. Бортовое информационное обеспечение научной программы физического эксперимента // Космическая наука и технология. 2004. Т. 10, № 5/6.

Чесалин Л.С., Лакутина Е.В., Круковская Е.В. Особенности построения интеллектуальной бортовой системы обработки научных данных физического эксперимента // Тезисы доклада. Выездной семинар ИКИ РАН, г. Таруса, 25–27 марта 2003. С. 178-188.

Чесалин Л.С., Рязанова Е.Е., Лакутина Е.В. Локализация сбоя бортового процессора в магнитосфере и их автоматическое исправление на спутнике «ИНТЕРБОЛ-2» (авроральный зонд) // Космические исследования. 1999. Т. 37, № 6. С. 567-572.

Baláz J., Strhárský I. Programmable energetic particle spectrometer MEP-2, Preprint UEF SAV, UEF-01-07, 2007.

Chesalin L.S., Lakutina E.V., Beznos A.V., Krukovskaya E.V. et al. The control and data information system of the scientific PLASMA-F experiment onboard upcoming Russian space mission Spectr-R. EGU General Assembly, Vienna, Austria, 2–7 April 2006 // Geophysical Research Abstracts. 2006. Vol. 8. 09627, EGU06-A-09627. P. 61.

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

Nemecek Z., Safrankova J. et al. Ion scales of quasi-perpendicular low-Mach-number interplanetary shocks // Geophys. Res. Lett. 2013. DOI: 10.1002/grl.50814.

Prokhorenko V.I. On manifolds of initial conditions leading to intersection of orbits of satellites with planet under weak gravitational perturbations // Functional Analysis and Other Mathematics. Phasis, Springer. 2011. V. 3, № 2. P. 135-167. DOI 10.1007/s11853-011-0046-y.

Safrankova J., Nemecek Z. et al. Fast Solar Wind Monitor (BSW): Description and First Results // Space Sci. Rev. 2013. № 175 (1-4). P. 165-182.

Safrankova J., Nemecek Z. et al. Ion Kinetic Scale in the Solar Wind Observed // Phys. Rev. Lett. 2013. 110 (2): Art. № 025004. P. 5.

Safrankova J., Nemecek Z. et al. Short-scale variations of the solar wind helium abundance // Astrophys. J. 2013. DOI:10.1029.

Safrankova J., Nemecek Z., Prech L., Zastenker G. Fast solar wind monitoring available: BSW in operation // AIP Conf. Proc., 2013. № 1539. P. 466-469.

Статья поступила в редакцию 28.05.2014 г.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «СПЕКТР-Р» ДЛЯ НАЗЕМНО- КОСМИЧЕСКОГО ИНТЕРФЕРОМЕТРА

Н.С. Кардашев¹,
академик РАН,
nkardash@asc.rssi.ru;
N.S. Kardashev

В.В. Хартов²,
профессор,
доктор технических наук,
khartov@laspace.ru;
V.V. Khartov

Ю.Н. Пономарев¹,
кандидат физико-
математических наук,
uiron@asc.rssi.ru;
Yu.N. Ponomarev

Е.Н. Филиппова²,
flen@laspace.ru;
E.N. Filippova

Для решения задач миссии «РАДИОАСТРОН» была спроектирована орбита с высоким апогеем и периодом обращения спутника вокруг Земли в среднем 8.5 суток, которая эволюционирует вследствие гравитационного возмущения от Луны и Солнца. Перигей такой орбиты изменяется в пределах 7.5–70 тысяч км, апогей – в пределах 270–333 тысяч км. Основная эволюция орбиты состоит во вращении ее плоскости вокруг линии апсид. Нормаль к плоскости орбиты прочерчивает на небесной сфере в течение трех лет овал с большой осью около 150° и малой осью около 45°.

Ключевые слова:
радиоинтерферометр;
эволюция орбиты;
критерий качества орбиты.

ВВЕДЕНИЕ

Проект «РАДИОАСТРОН» – российский проект, осуществляемый с привлечением международной кооперации. Космический радиотелескоп (КРТ) с диаметром антенны 10 м миссии «РАДИОАСТРОН» был выведен с космодрома Байконур с помощью ракеты-носителя «ЗЕНИТ» и разгонного блока «ФРЕГАТ-СБ» на высокоапогейную орбиту 18.07.2011 года. При совместной работе с наземными радиотелескопами (НРТ) обеспечивается возможность создания наземно-космического радиоинтерферометра с существенно большей базой, чем у наземных интерферометров, что позволяет получить более высокое угловое разрешение радиоисточников (до 10 мксек дуги) по сравнению с наземными ин-

«SPEKTR-R» SPACECRAFT ORBIT DESIGN FOR GROUND-SPACE INTERFEROMETER

Б.Б. Крейсман¹,
кандидат технических наук,
kreisman@asc.rssi.ru;
B.B. Kreisman

А.В. Погодин²,
snorry@laspace.ru;
A.V. Pogodin

А.И. Шейхет²,
кандидат технических наук,
член-корреспондент РАКЦ,
sheikhet@laspace.ru;
A.I. Sheikhet

For «RADIOASTRON» mission tasks solution the orbit was designed with high apogee and period of revolution of the satellite around Earth on the average 8.5 days, which is evolving due to gravitational perturbations from the Moon and Sun. Perigee of such an orbit is changing within 7.5–70 thousand kilometers, apogee is changing within 270–333 thousand kilometers. The main orbit evolution is in revolution of its plane around line of apsides. Orbit plane normal draws on the celestial sphere during three years an oval with major axis about 150° and minor axis about 45°.

Key words:
radiointerferometer;
orbit evolution;
orbit quality criteria.

терферометрами. На сайте миссии (<http://www.asc.rssi.ru/radioastron/index.html>) можно найти основные технические характеристики КРТ.

Запуск КРТ миссии «РАДИОАСТРОН» первоначально был запланирован на 1994 год. Была выбрана орбита со следующими начальными параметрами:

- высота перигея, км	4000
- высота апогея, км	76800
- наклонение, град	51.5
- аргумент перигея, град	300.0
- долгота восходящего узла, град	190.0
- период обращения, час	28

Выбор орбиты с указанными значениями параметров определялся научными задачами миссии (мак-

¹ Астрокосмический центр Физического института им. П. Н. Лебедева РАН, Россия, г. Москва.

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

² ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

симально возможный обзор небесной сферы за период миссии и оптимизация проведения наблюдений с учетом возможности построения интерферометра Земля – КРТ).

Эволюция такой орбиты достаточно слабая. Так, за 3 года высота перигея возрастает с 4000 км до 11297 км, а высота апогея убывает от начальной высоты 76800 км до 69491 км. Наклонение увеличивается от 51.5 до 55.5°, долгота восходящего узла убывает от 190 до 156.9°.

Значение аргумента перигея 300° определялось тем, что станции управления (СУ) расположены на территории России, поэтому для обеспечения хороших условий видимости при закладке команд и передаче служебной телеметрии необходимо, чтобы аргумент перигея был расположен в четвертом квадранте, т.е. $270 \leq \omega_{\text{экл}} \leq 360^\circ$. С учетом того, что плоскость эклиптики наклонена к плоскости экватора Земли на 23.5° и для обеспечения хорошей видимости минимальный угол места КА составляет 7°, значение аргумента перигея ω было выбрано равным 300° относительно восходящего узла экваториальной плоскости. Выбор периода обращения, равного 28 часов, объясняется тем, что в этом случае КА делает за неделю ровно шесть витков. Этот факт очень удобен для планирования и проведения работ по управлению КА.

По объективным причинам запуск КА откладывался несколько раз. В феврале 1997 года был выведен на орбиту с апогеем 20 тыс. км японский радиотелескоп (проект VSOP), который до запуска КА «СПЕКТР-Р» уже должен привести продолжительные исследования с базами до 30 тыс. км. Чтобы сделать следующий шаг, т.е. значительно повысить угловое разрешение и качество изображений, необходимо использовать высокоапогейную орбиту, сильно эволюционирующую под воздействием Луны и Солнца.

В 2002 году было принято решение о выведении КРТ миссии «РАДИОАСТРОН» на более высокую орбиту. Планируемая высота апогея орбиты КА «СПЕКТР-Р» была поднята с 80 тыс. км до 350 тыс. км, что потребовало проведения работ по выбору новой высокоапогейной орбиты с радиусом апогея 300–350 тыс. км.

Дополнительно в 2004 году было решено создать новый космический аппарат «СПЕКТР-Р» на базе платформы «НАВИГАТОР». Замена КА привела к замене системы управления ориентацией и стабилизацией космического радиотелескопа, а также системы коррекции орбиты КА, что потребовало проведения новых априорных оценок по точности прогноза эволюции орбиты с учетом новых оценок интервалов времени между разгрузками кинетического момента, накапливающегося от прямого и отраженного солнечного излучения и от гравитационных моментов на перигейных участках орбиты.

Для обеспечения научных задач миссии необходима орбита с большой эволюцией плоскости орбиты, что позволяет проводить наблюдения как с малыми, так и с большими базами, сравнимыми с высотой апогея ~330000 км. На эволюцию плоскости орбиты большое влияние оказывают некоторые ограничения на начальные параметры орбиты: высота начального перигея и наклонение – 600 км и 51.4° соответственно, время баллистического существования – не менее 9 лет, длительность теней и др. Эволюция орбиты определяется изменением мгновенных значений параметров эллипса в плоскости орбиты и изменением положения в пространстве самой плоскости орбиты (направление вектора нормали к плоскости орбиты).

При движении КА по высокоапогейной орбите с большим эксцентриситетом основные возмущения вызываются притяжением Луны, Солнца и несферичностью гравитационного поля Земли. Впервые существенное влияние этих факторов было отмечено при анализе движения автоматической межпланетной станции (АМС), стартовавшей к Луне в 1959 году. После сближения с Луной АМС стала спутником Земли с высотой перигея 47 тыс. км. Через 11 оборотов высота перигея орбиты существенно уменьшилась, и АМС прекратила свое существование (*Седов Л.И.*, 1960).

При изучении эволюции таких орбит в общем случае приходится исследовать широкую область возможных значений пяти орбитальных параметров. Использование для такого исследования численных решений системы дифференциальных уравнений движения КА с максимально полной моделью возмущений требует значительных компьютерных расчетов и трудоемкого последующего анализа. Поэтому на начальном этапе по выбору орбиты, обеспечивающей решение научных задач, использовались приближенные методы, которые позволяют изучать качественные закономерности для эволюции орбиты и получить количественные оценки эволюции орбиты на длительном интервале времени. Знание качественных закономерностей позволяет существенно сократить область возможных значений начальных параметров орбиты. Дополнительное сокращение области возможных значений этих параметров обеспечивают ограничения, накладываемые энергетическими характеристиками ракеты-носителя и разгонного блока, время баллистического существования, география космодрома и наземных пунктов управления.

Использование аналитической теории движения КА, которая учитывает основные возмущающие факторы (сжатие Земли, гравитационное влияние Солнца и Луны), позволяет делать прогноз движения КА на длительных интервалах времени и быстро проводить анализ получаемых орбит без сложных численных расчетов.

Качественный анализ эволюции орбиты под действием внешнего возмущающего тела был проведен М.Л. Лидовым еще в 1961 году (Лидов М.Л., 1961). Для анализа движения КА на длительных интервалах он использовал двукратно осредненную ограниченную круговую задачу трех тел, которая интегрируется в квадратурах.

В работе (Вашковьяк М.А., Лидов М.Л., 1990) описаны два класса высокоапогейных орбит с сильно изменяющимися в течение 3-х лет долготой восходящего узла, наклонением плоскости орбиты и аргументом перицентра. Был опубликован еще ряд статей этих авторов по эволюции высокоапогейной орбиты из-за гравитационного влияния Луны и Солнца. Это указывало на возможность построения высокоапогейной орбиты КРТ с большой эволюцией.

На протяжении ряда лет дата старта космического радиотелескопа переносилась, поэтому методы проектирования и исследования эволюции орбиты КРТ изменялись.

1. Формирование критерия качества орбит

В результате исследований, проведенных в АКЦ и НПОЛ, был выработан критерий качества орбиты, учитывающий основные требования к орбите КРТ для решения научных задач проекта. Ниже приводится формализованное описание этого критерия и ограничения.

Для оценки качества слабоэволюционирующих орбит достаточно проанализировать заполнение (uv) -плоскости для важнейших объектов на интервале нескольких витков спутника.

Для сильноэволюционирующих орбит ситуация намного сложнее. При длительности космического эксперимента порядка трех–пяти лет такая орбита должна обеспечить возможность распределения этого времени для наблюдения объектов всей небесной сферы (или, по крайней мере, принадлежащих заданным областям небесной сферы) и получения качественных изображений для всех таких объектов. В качестве оценки пригодности орбиты для наблюдений какого-либо объекта небесной сферы предлагается использовать суммарную длительность интервалов времени, в течение которых вектор Земля – КРТ направлен на окрестность этого объекта (рисунок 1). Пригодность орбиты для получения качественных изображений заданного перечня объектов описывается совокупностью таких оценок для каждого объекта перечня (Крейсман Б.Б., 1996). Для количественной оценки эффективности выбранной орбиты используется критерий эффективности Φ , разработанный для проекта «РАДИОАСТРОН».

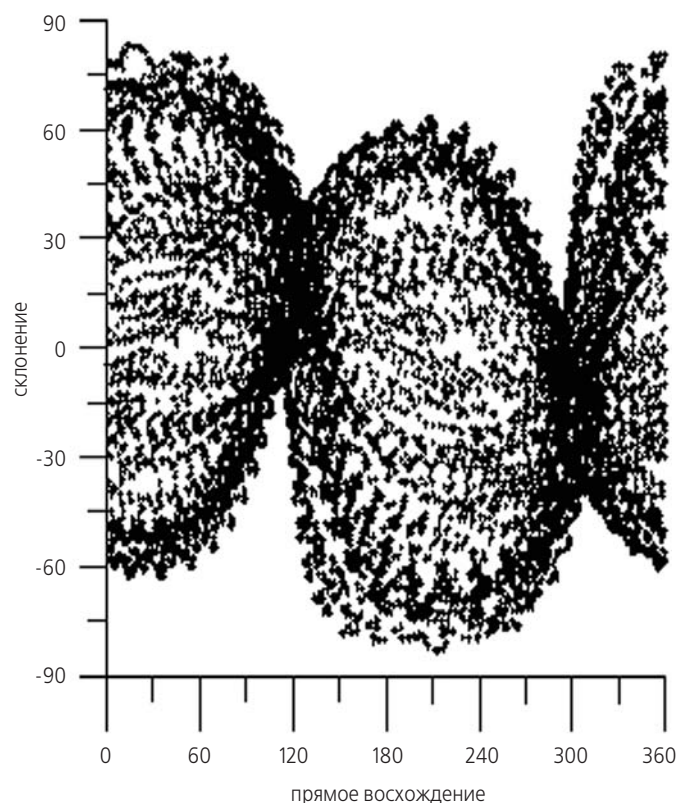


рисунок 1. Эволюция направления вектора Земля – КРТ на небесную сферу

Для выбора наилучшей орбиты, позволяющей исследовать в течение как можно большего времени объекты на как можно большей части небесной сферы, она разбивается на $N \times M$ равновеликих площадок в галактической системе координат: долгота – на N равных интервалов по $360/N$ градусов, широта – на M неравных интервалов $[Q(m-1), Q(m)]$, границы которых $Q(m)$ определяются из условия равенства площадей по формуле

$$Q(0)=90, Q(m)=\arcsin(1-2m/M), m=1,2,\dots, M.$$

Площадки S на сфере идентифицируются парой (n,m) , где n -номер полуинтервала, к которому принадлежит долгота ($n=1,2,\dots,N$), m -номер полуинтервала, к которому принадлежит широта ($m=1,2,\dots,M$).

Для каждой площадки $S(n,m)$ последовательно определяются периоды времени, когда возможна организация сеанса наблюдения объекта, находящегося в центре площадки. Затем вычисляются и накапливаются длительности $D(n,m,k)$ интервалов времени, когда проекция базы на (uv) -плоскость лежит в пределах $[p(k-1), p(k)]$, $k=1,2,\dots,K$. Ориентировочно $p(0)=0$, $p(1)=15000$, $p(2)=50000$, $p(3)=100000$, $p(4)=150000$, $p(5)=200000$, $p(6)=250000$, $p(7)=450000$ км.

Если суммарная, по всем возможным сеансам, длительность таких интервалов меньше T_{\min} , то считается, что время $D(n,m,k)$ равно нулю. Для каждого k определяется число $I(k)$ площадок, для которых

скорректированное время $D(n, m, k)$ отлично от нуля. Критерий Φ качества орбит для проекта «РАДИО-АСТРОН» вычисляется по формуле

$$\Phi = \sum_{k=1}^7 q(k)l(k),$$

где $q(k)$, $k=1, 2, \dots, K$ – весовые коэффициенты.

Было принято $N=50$, $M=20$, $T_{\min}=10$ мин, $q(1)=8$, $q(2)=5.7$, $q(3)=4$, $q(4)=2.9$, $q(5)=2$, $q(6)=1.4$, $q(7)=1$. Если время баллистического существования менее 9 лет, то полагаем $\Phi=0$. Матрица $D(n, m, k)$ и вектор $l(k)$ используются при дополнительном анализе качества орбит. 1/4 часть небесной сферы должна быть видна всегда.

При поиске оптимальных значений начальных параметров рабочей орбиты необходимо максимизировать значение функционала Φ , который является критерием качества орбиты и кратко определяется выше. Такая оптимизация возможна в пределах каждого месяца. Например, в проведенных расчетах на дату старта 07.10.2000 года максимальное значение функционала было $\Phi=13998$, а на дату старта 15.03.2006 года – было $\Phi=16500$.

2. Ограничения по запуску КРТ и коррекция орбиты

При проведении исследований по выбору начальных параметров рабочей орбиты КА «СПЕКТР-Р» элементы орбиты условно можно разделить на две группы: константы и варьируемые переменные.

Константами являются: наклонение орбиты, которое определяется разрешенным азимутом стрельбы с космодрома Байконур и составляет $i=51.4^\circ$; начальная высота перицентра, определяемая энергетическими возможностями разгонного блока и принята равной $H_\pi=600$ км.

В качестве варьируемых переменных рассматриваются: аргумент перицентра ω в пределах $280\text{--}370^\circ$; долгота восходящего узла Ω в пределах $0\text{--}360^\circ$; высота апоцентра H_a в пределах $300000\text{--}350000$ км.

Предварительные оценки точности формирования начальных параметров рабочей орбиты КА показали, что выведение КА на рабочую орбиту производится с ошибками (3σ), не превышающими следующих значений: по высоте апогея $\Delta H_a=\pm 2000$ км; по высоте перигея $\Delta H_\pi=\pm 8$ км; по наклонению $\Delta i=\pm 3$ угл. мин; по аргументу перицентра $\Delta \omega=\pm 10$ угл. мин; по долготе восходящего узла $\Delta \Omega=\pm 8$ угл. мин.

При выборе начальных параметров рабочей орбиты КА необходимо учитывать следующие ограничения: длительность научного эксперимента не менее 3-х лет; время баллистического существова-

ния не менее девяти лет; длительность затенения (тень+полутень) на витке не должна превышать 2 часов (с учетом возможного проведения коррекции фазирования); время баллистического существования и длительность затенения на витке должны обеспечиваться с учетом рассеивания начальных параметров рабочей орбиты при выведении, при этом суммарное приращение характеристической скорости всех коррекций не должно превышать 60 м/с.

Начальная высота перицентра рабочей орбиты КА, определяемая энергетическими возможностями ракеты-носителя, может лежать в диапазоне 400–1000 км (после формирования программы запуска КА высота перицентра была зафиксирована – 600 км). Это накладывает дополнительные ограничения на допустимую область начальных значений аргумента перигея ω и долготы восходящего узла Ω рабочей орбиты КА.

При наблюдении с КА объекта на небесной сфере должны выполняться все ограничения на ориентацию бортовых и наземных средств и реализовываться связь хотя бы с одной станцией слежения. Длительность сеанса наблюдений без переориентации – не менее 1 часа.

3. Расчеты

3.1. Первый этап (ограниченная задача трех тел)

На первом этапе мы начали изучение эволюции орбит с использования задачи трех тел. Поскольку в ограниченной задаче трех тел существует только один интеграл – интеграл Якоби, то найти полный набор решений невозможно. В связи с этим обычно исследуют периодические решения. Такие исследования базируются на гипотезе Пуанкаре: если имеется частное решение ограниченной задачи, то всегда можно найти периодическое решение (быть может, с очень большим периодом), обладающее тем свойством, что при любом t оно сколь угодно мало отличается от исходного частного решения.

Были разработаны алгоритмы и программы для построения периодических решений ограниченной задачи трех тел для плоского и пространственного случаев. С помощью этого программного обеспечения построены различные семейства периодических решений (Крейсман Б.Б., 1997). Показано, что даже у орбит с апогеем, меньшим 300 тыс. км, т.е. формально не попадающих в сферу действия Луны, возможно интенсивное движение линии апсид. В качестве орбит, перспективных для использования в проекте «РАДИО-АСТРОН», выделены орбиты с периодом 9 суток.

Для системы Земля – Луна были построены наиболее интересные семейства периодических реше-

ний. Показано, что если расстояние в четырехмерном фазовом пространстве от какой-либо орбиты до любой орбиты облета точки либрации L_2 очень мало, то поворот линии апсид может достигать нескольких недель. Среди таких орбит можно выбрать орбиту с любым наперед заданным поворотом линии апсид, но проходящую далеко от Луны, и использовать ее для космического маневра.

Были построены периодические решения, в которых движения вокруг притягивающих тел чередуются с многократными облетами точек либрации L_1 и (или) L_2 . Рекордное по сложности периодическое решение объединяет четыре типа орбит и включает в себя многократные облеты точек либрации L_1 и L_2 системы Земля – Луна. Показано, что в решениях такого типа число облетов точек либрации можно неограниченно увеличивать и получать двояко-асимптотические решения. Даны примеры решений кратных соизмеримостей. По результатам этих исследований был подготовлен отчет (Пономарев Ю.Н., Крейсман Б.Б., Тычина П.А., Кочетков К.А., 1997).

С помощью оценок орбит, учитывающих в явном виде качество изображений, получаемых в результате обработки данных космического радиоинтерферометра, выбирались (с учетом возможности выведения КРТ ракетой «Протон», а в дальнейшем – ракетой «Зенит») наиболее перспективные орбиты для проекта «РАДИОАСТРОН» (Кардашев Н.С., Крейсман Б.Б., Пономарев Ю.Н., 2000).

Для построения (в окрестности периодического решения) реальной траектории КА проекта «РАДИОАСТРОН» была разработана программа численного решения уравнений движения КА, где использовалась модель геопотенциала GEM-T2 (Marsh J.G. et al., 1990), а для учета возмущений от Луны и Солнца использовалась модель DE403/LE403, разработанная в JPL NASA (Standish E.M. et al., 1995).

Интегрирование уравнений движения КА проводилось в инерциальной системе координат, связанной с центром масс Земли и экваториальной плоскостью, заданной на эпоху J2000.0. Ось x направлена в точку весеннего равноденствия γ . Ось z направлена по оси вращения Земли, а ось y дополняет тройку до правой. Эта же система координат использовалась и при всех последующих расчетах.

3.2. Второй этап (обобщенная задача двух неподвижных центров и возмущения)

При проектировании орбиты космического радиотелескопа в миссии «РАДИОАСТРОН» оказалось, что более эффективное решение дает обобщенная задача двух неподвижных центров, т.к. позволяет (в от-

личие от задачи трех тел) считать гравитационные поля Земли и Луны не точечными.

В этой задаче материальная точка движется в гравитационном поле, которое создают два неподвижных относительно друг друга притягивающих тела. Такую постановку задачи впервые сформулировал и нашел решение еще Л. Эйлер. В 1961 году Е.П. Аксенов, Е.А. Гребенников и В.Г. Демин (Аксенов Е.П., Гребенников Е.А., Демин В.Г., 1961) предложили использовать задачу двух неподвижных центров Эйлера для построения теории движения КА, но при этом они взяли за основу потенциал двух центров, которые расположены на фиксированном мнимом расстоянии $2ic$ друг от друга. Это явилось определенным обобщением задачи Эйлера о движении материальной точки в поле двух неподвижных притягивающих центров.

При выборе начальных параметров рабочей орбиты КА «СПЕКТР-Р» будем считать, что космический радиотелескоп является материальной точкой, которая движется в нецентральной поле тяготения Земли и испытывает различные возмущения от Луны, Солнца, светового давления и др. Таким образом, для аналитических оценок возмущений орбиты КРТ использовалась эйлеровская орбита в качестве орбиты первого приближения. Движение по такой орбите определяется потенциалом W обобщенной задачи двух неподвижных притягивающих центров с массами $m/2(1+i\sigma)$ и $m/2(1-i\sigma)$, которые расположены на фиксированном мнимом расстоянии $2ic$ друг от друга. Потенциал обобщенной задачи двух неподвижных центров обладает осевой симметрией и является достаточно хорошим приближением к реальному гравитационному потенциалу Земли. Достоинство такого промежуточного потенциала в том, что в этом случае дифференциальные уравнения движения точно интегрируются в квадратурах.

Для гравитационного поля Земли, симметричного относительно оси z и симметричного относительно экваториальной плоскости, потенциал поля можно рассматривать как функцию геоцентрических координат x, y, z (Аксенов Е.П., 1977)

$$W = \frac{\mu}{2} \left[\frac{1+i\sigma}{r_1} + \frac{1-i\sigma}{r_2} \right],$$

где $i = \sqrt{-1}$, c и σ – вещественные постоянные; $\mu = fm$ и

$$r_1 = \sqrt{x^2 + y^2 + [z - c(\sigma + i)]^2},$$

$$r_2 = \sqrt{x^2 + y^2 + [z - c(\sigma - i)]^2}.$$

Основные свойства потенциала W :

1. Потенциал W включает вторую, третью и частично четвертую зональные гармоники потенциала притяжения Земли.

2. Разность $U-W$ содержит члены, порядок которых равен 10^{-9} и выше. При этом зональные гармоники, начиная с шестой, а также тессеральные и секториальные гармоники этой разности практически не отличаются от соответствующих членов потенциала притяжения Земли.

3. Потенциал W зависит от трех постоянных μ , c и σ (или от μ , J_2 , J_3), которые в настоящее время определены с наибольшей точностью.

4. Дифференциальные уравнения движения КА в поле с потенциалом W строго интегрируются в квадратурах (в эллиптических функциях).

Следует отметить, что для высокоапогейного КА влияние высоких гармоник практически равно нулю, что указывает на целесообразность изучения эволюции орбиты КА в поле с потенциалом W .

Для вычисления констант σ и c использовалась модель геопотенциала EGM, а для построения возмущающей части гамильтониана от Луны и Солнца использовались эфемериды DE405/LE405 (Standish E.M., Newhall X.X., Williams J.G. and Folkner W.F., 1998).

Таким образом, реальное гравитационное поле Земли U можно представить как сумму промежуточного гравитационного поля W и возмущающего потенциала R_T , т.е. $U_E = W + R_T$.

Невозмущенная обобщенная задача двух неподвижных центров имеет три независимых интеграла движения, которые сохраняются со временем. Наличие возмущений от Луны, Солнца, неучтенных гармоник гравитационного поля Земли, давления солнечного света и др. приводит к изменению этих интегралов со временем.

В этом случае мы имеем общую задачу о движении КА под действием силы с гамильтонианом $H(\mathbf{I}, \boldsymbol{\theta}; t) = H_0(\mathbf{I}) + H_1(\mathbf{I}, \boldsymbol{\theta}; t)$, где H_0 – гамильтониан интегрируемой части задачи; H_1 – добавочное возмущение, зависящее как от положения и скорости, так и от времени.

Поскольку мы хотим получить максимально эволюционирующую орбиту КРТ, то нам необходимо рассматривать именно резонансные орбиты. Такие резонансы могут возникать от воздействия Луны, Солнца и от высших гармоник гравитационного поля Земли.

Движение КА в невозмущенной задаче интегрируется в квадратурах, а для вычисления возмущений от Луны и Солнца, от высших гармоник гравитационного поля Земли и давления солнечного света со всей необходимой точностью на длительных интервалах времени использовались программы, разработанные в АКЦ на базе алгоритмов, приведенных в работе

(Аксенов Е.П., Емельянов Н.В., Тамаров В.А., 1988). Для вычисления возмущений от Луны и Солнца использовались алгоритмы, изложенные в работе (Аксенов Е.П., Чазов В.В., 2011).

3.3. Третий этап (проведение численных расчетов в НПОЛ)

На третьем этапе были согласованы модели и программы численного интегрирования уравнений движения КРТ в АКЦ и НПОЛ. Окончательный выбор орбиты проводился в НПОЛ, при учете всех ограничений и максимальном учете возмущающих факторов. На каждый месяц года, начиная с 2009 года, проводился поиск условной даты старта КА.

Сначала для рассматриваемых условных дат старта определялись диапазоны изменения начальных значений аргумента перигея и долготы восходящего узла, для которых время баллистического существования КА составляло не менее 9 лет. Затем рассчитывался функционал критерия эффективности орбиты Φ на выбранные условные даты старта.

Окончательно, для каждого месяца 2011 года на каждые сутки в НПОЛ были проведены расчеты по выбору начальных параметров орбиты, обеспечивающих максимум критерия Φ , характеризующего наблюдение небесной сферы, заданное время баллистического существования и длительность затенения.

Для обеспечения синтеза высококачественных изображений с помощью наземно-космического интерферометра необходимо иметь орбиту, параметры которой под воздействием гравитационного возмущения от Луны и Солнца претерпевали бы существенные изменения. Одновременно подобные орбиты обеспечивают большое разрешение интерферометра и высокое качество изображения, т.к. проекция вектора Земля – КА на картинную плоскость в направлении на исследуемый источник пробегает все значения как по модулю (от нуля до нескольких сот тысяч километров), так и по позиционному углу.

Синтез наилучшей орбиты рассматривался в постановке поиска экстремума функционала качества $\Phi^{\text{opt}} = \text{extr } \Phi(X, Y)$, $X \in D$, $Y \in S$, $X = \{x_1, \dots, x_6\}$ – начальные элементы орбиты КА, управляющие переменные. Допустимая область изменения D управляющих переменных определяется системой равенств и ограничений $F_i(X) \{ \leq, =, \geq \} b_i$, $i = 1, 2, \dots, n$. Эта система соответствует требованиям и ограничениям к орбите КА со стороны ракеты-носителя, разгонного блока, времени активного существования, энергетическо-массовых характеристик КА и режимов функционирования бортовых систем КА, наземного сегмента управления.

При выборе начальных параметров рабочей орбиты КА «СПЕКТР-Р» необходимо учитывать следующие ограничения: длительность космического эксперимента не менее 5 лет; время баллистического существования не менее 9 лет; длительность затенения на витке не должна превышать 2 часов (с учетом возможного проведения коррекции фазирования); высота апогея рабочей орбиты 300000–360000 км; время баллистического существования и длительность затенения на витке должны обеспечиваться с учетом рассеивания начальных параметров рабочей орбиты при выведении, составляющего порядка 8 часов по периоду обращения (на уровне 3σ), при этом суммарное приращение характеристической скорости всех коррекций не должно превышать 60 м/с.

Условия проведения наблюдений соответствуют дискретному множеству параметров S , определяющих конструкцию функции качества. При выборе начальных параметров рабочей орбиты необходимо

максимизировать значение Φ , которое является критерием качества орбиты.

Параметры рабочей орбиты условно можно разделить на две группы: константы и управляющие переменные. Константами являются: наклонение орбиты, определяемое широтой точки старта (космодром Байконур), принята равной 51.4° ; начальная высота перицентра определяется энергетическими возможностями разгонного блока и принята равной 400 км.

В качестве управляющих переменных выбраны аргумент перицентра и долгота восходящего узла. Высота апоцентра варьируется в пределах 300–360 тыс. км и определяется энергетическими возможностями разгонного блока.

Таким образом, необходимо выбрать начальные элементы орбиты КА, максимизирующие критерий качества орбиты с учетом всех поставленных ограничений. Для определенности был взят диапазон условных дат старта: 30.09–03.12.2009 года.

таблица 1 – Диапазоны изменения аргумента перигея и долготы восходящего узла

Ω																					
320	9	9	9	9	9	9	9	1	1	9	1	5	9	9	4	1	1	1	9	1	1
321	8	1	9	9	9	9	9	8	5	9	9	9	1	3	6	9	9	1	1	1	0
322	1	1	9	9	3	9	9	5	1	9	1	1	7	8	8	4	1	1	2	1	2
323	4	9	9	9	9	9	6	9	9	5	5	8	6	1	1	1	1	1	1	7	3
324	2	9	9	9	9	6	6	6	1	9	9	9	7	1	1	1	9	7	9	9	1
325	7	9	1	9	6	1	2	9	9	1	1	1	1	1	3	1	9	9	9	9	1
326	9	2	6	6	1	9	6	1	9	1	1	1	1	1	9	8	4	1	1	1	1
327	7	9	6	2	9	6	6	9	9	6	1	1	7	1	9	7	1	1	1	1	1
328	6	9	2	9	6	6	6	6	1	6	1	7	1	1	1	9	1	1	1	1	1
329	9	7	2	9	9	1	1	1	1	1	9	3	1	1	9	1	1	1	1	1	1
330	7	6	9	9	2	2	1	2	1	6	9	3	1	9	1	1	1	1	1	1	1
331	7	9	9	2	6	2	2	2	1	6	7	3	1	1	1	1	1	1	1	1	1
332	9	7	9	9	2	4	6	1	4	6	7	9	9	3	1	1	1	1	1	1	1
333	7	9	7	9	4	4	6	2	2	6	6	6	6	1	1	1	1	1	1	1	1
334	9	7	6	7	7	4	2	2	2	6	4	2	1	1	1	1	1	1	1	1	1
335	5	7	9	7	7	4	2	2	2	2	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
336	2	2	2	2	7	4	2	2	2	2	1	2	1	1	1	1	1	1	1	1	1
337	2	2	2	2	7	4	2	2	2	2	2	2	2	1	1	1	1	1	1	1	1
338	2	2	2	7	7	7	2	2	4	2	2	2	2	2	2	1	1	1	1	1	1
339	2	2	2	9	9	2	2	7	2	2	2	2	2	2	1	1	1	1	1	1	1
340	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	1	1	1	1	1	1	1
ω	290	291	292	293	294	295	296	297	298	299	300	301	302	303	304	305	306	307	308	309	310

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «СПЕКТР-Р» ДЛЯ НАЗЕМНО-КОСМИЧЕСКОГО ИНТЕРФЕРОМЕТРА

Сначала для рассматриваемых условных дат старта были определены диапазоны изменения начальных значений аргумента перигея и долготы восходящего узла, внутри которых время баллистического существования составляло не менее 9 лет. Результаты этих расчетов представлялись в виде таблиц. Пример расчетов на 30.11.2009 года приведен в таблице 1.

В этой таблице для каждого сочетания начальных значений аргумента перигея и долготы восходящего узла приведены времена баллистического существования в сутках. Затенены те сочетания начальных параметров, для которых время баллистического существования не меньше 9 лет.

Для упрощения процесса подготовки бортовых систем КА к пуску были выбраны те значения аргумента перигея, при которых во все рассматриваемые условные даты старта будет одно и то же значение аргумента перигея. После этого из полученных значений аргумента перигея было выбрано то, при котором выполняется условие по максимальной длительности времени нахождения в тени Земли (≤ 2 часов) и максимально значение функционала критерия качества. В рассматриваемом диапазоне условных дат старта начальное значение аргумента перигея принято равным 292° .

Вариация управляющих переменных в области их допустимых значений и поиск максимума критерия качества орбиты показали, что для каждой условной даты старта существует оптимальное значение долготы восходящего узла орбиты. Эти значения сведены в таблице 2.

таблица 2 – Долгота восходящего узла для четырех дат старта

дата старта	30.09.2009	01.12.2009	02.12.2009	03.12.2009
долгота восходящего узла, град	331	306	354	344
функционал качества орбиты	19940	19337	19454	19659

С учетом оптимизации перечисленных выше требований и ограничений, а также возможностей ракеты-носителя были выбраны следующие начальные параметры рабочей орбиты КА:

- высота перицентра, км 400.0
- высота апоцентра, км 330000.0
- наклонение, град 51.4
- аргумент перигея, град 292.0
- долгота восходящего узла, град (см. таблицу 2)
- период обращения, час 205.0

При вычислении функционала оценивались его составляющие для различных проекций базы на (uv) -плоскость. Рассматривалось семь интервалов $I(i)$ изменения этой проекции базы на (uv) -

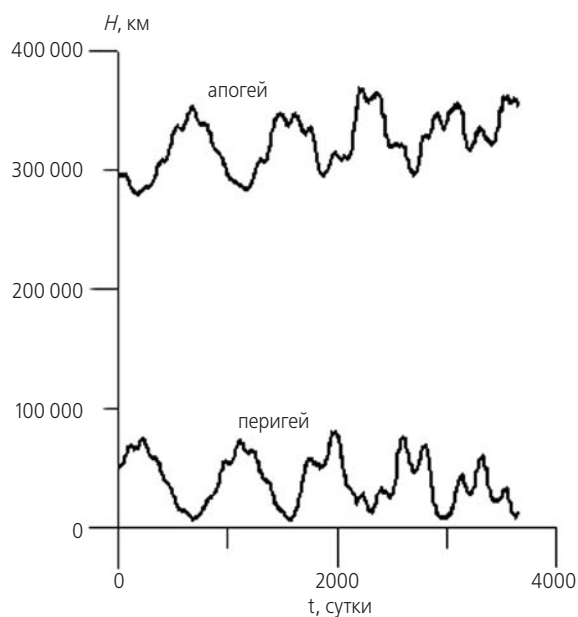


рисунок 2. Эволюция высоты перигея H_p и высоты апогея H_a орбиты

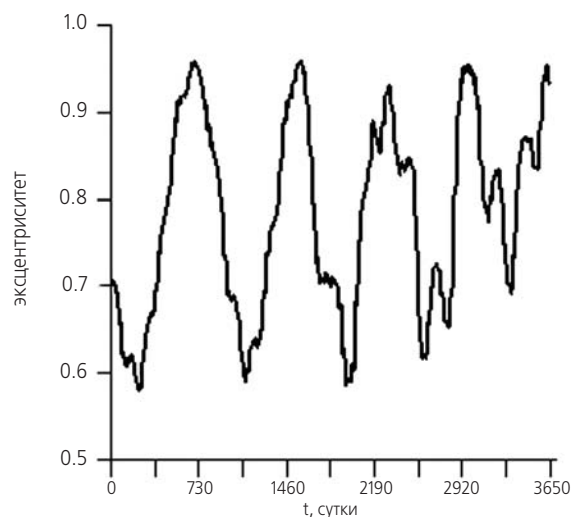


рисунок 3. Эволюция эксцентриситета орбиты КРТ

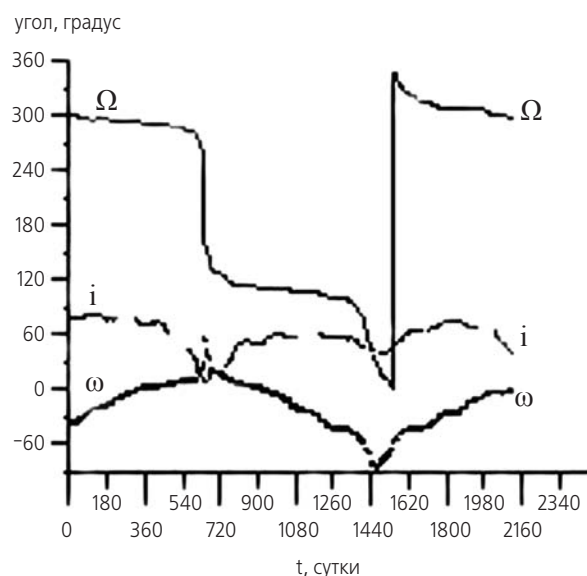


рисунок 4. Эволюция угловых параметров

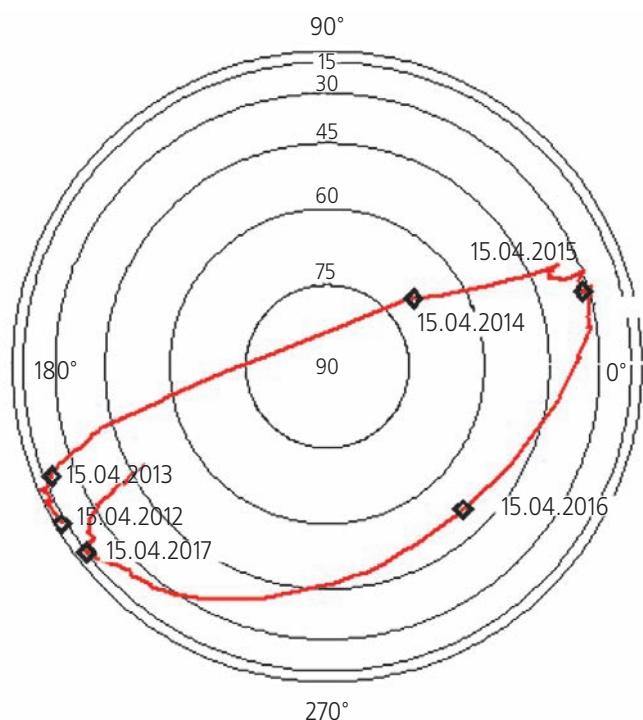


рисунок 5. Эволюция проекции направления вектора нормали к плоскости орбиты на небесную сферу

плоскость: 0–5000 км, 5000–15000, 15000–50000, 50000–150000, 150000–200000, 200000–250000 и 250000–450000 км.

Таким же образом рассчитывался функционал на 18.07.2011 года. В результате оптимизации были выбраны следующие начальные параметры рабочей орбиты: $H_a=330000$ км; $H_p=600$ км; $\omega=302^\circ$; $i=51,57^\circ$; $\Omega=342,2^\circ$; $t_0=05.31.18$ (МДВ). При этом время баллистического существования составляет не менее 9,6 лет, а критерий качества $\Phi=16208$.

Под воздействием гравитационных возмущений от Солнца, Луны и нецентральности гравитационного поля Земли параметры рабочей орбиты КА претерпевают существенные изменения.

На рисунках 2–4 приведены графики эволюции основных параметров номинальной орбиты в течение девяти лет от момента коррекции орбиты в марте 2012 года.

На рисунке 5 показана эволюция направления вектора нормали к плоскости орбиты на небесную сферу. Как видно из этих рисунков, эволюция элементов рабочей орбиты носит периодический характер с периодом порядка 900 суток.

В качестве начальных условий были приняты номинальные начальные значения параметров орбиты после выведения для даты старта 18.07.2011 года. По оси абсцисс на графиках отложено время существования КА в сутках (от момента отделения КА от

РБФ). Реальные элементы орбиты на момент отделения приведены в таблице 3.

Такие (сильно эволюционирующие) орбиты чрезвычайно зависят от начальных данных, поэтому небольшой недобор высоты перигея (см. таблицу 3) привел к тому, что КА на реализованной орбите мог прекратить свое существование в конце 2013 года. Чтобы этого не произошло, 01.03.2012 года была проведена коррекция орбиты.

таблица 3 – Начальные параметры рабочей орбиты

величина	значение
дата и время (МДВ) старта	18.07.2011; 05.31.18
дата и время (МДВ) отделения	18.07.2011; 09.06.58,6
высота апоцентра, км	333455
высота перигея, км	578
аргумент перигея, град	302.02
наклонение орбиты, град	51.57
долгота восходящего узла, град	342.2
период обращения, сутки	8.32

заключение

В работе показана принципиальная возможность практической реализации высокоапогейной и сильно эволюционирующей орбиты проекта «РАДИО-АСТРОН» при использовании предусмотренных проектом технических средств.

Разработана методика оценки качества орбит для наземнокосмических радиоинтерферометров. Разработаны алгоритмы и программы направленного перебора параметров орбит на основе таких оценок для поиска орбит с требуемыми свойствами. Построены орбиты, обеспечивающие хорошие условия для наблюдения источников, лежащих в окрестностях северного и южного полюсов Галактики.

Были проведены работы по проектированию такой орбиты для проекта «РАДИОАСТРОН» с радиусом апогея до 360 тыс. км. Разработаны алгоритмы и программы для построения периодических решений ограниченной задачи трех тел для плоского и пространственного случаев. С помощью этого программного обеспечения построены различные семейства периодических решений. Показано, что даже у орбит с апогеем, меньшим 300 тыс. км, т.е. формально не попадающих в сферу действия Луны, возможно интенсивное движение линии апсид. В качестве орбит, перспективных для использования в проекте «РАДИОАСТРОН», выделены орбиты с периодом 9 суток.

Так, технические характеристики ракеты-носителя «Зенит» и разгонного блока «ФРЕГАТ-СБ» позволили обеспечить вывод КРТ на орбиту с начальным апогеем 333455 км. Изучение зависимости эволюции орбиты от момента старта показало, что основной вклад в эволюцию орбиты обеспечивается Луной и для каждого месяца можно найти момент старта, обеспечивающий оптимальную эволюцию орбиты для выполнения научной программы. Технические возможности маломощной двигательной установки обеспечивают необходимую коррекцию орбиты для поддержания требуемой эволюции с учетом реальных измерений параметров орбиты в процессе миссии. Показано, что для сокращения длительности тени достаточно использования небольшого импульса от КДУ и в дальнейшей работе планируется проведение явного моделирования включения КДУ для обеспечения этих целей.

Таким образом, технические возможности проекта позволяют реализовать высокоапогейную орбиту (с сильной эволюцией оскулирующих элементов) и обеспечить решение научных задач миссии.

При проектировании орбиты давление солнечного света и сила от разгрузки кинетического момента маховиков системы стабилизации не учитывались, так как они существенно зависят от программы наблюдений. Поэтому примерно один раз в полгода или раз в год требуется коррекция орбиты КА.

Успешный запуск КА «СПЕКТР-Р» 18.07.2011 года и его функционирование на рабочей орбите в течение более двух лет показали правильность разработанной методики выбора начальных параметров рабочей орбиты и ее конкретной реализации.

Авторы выражают благодарность за многочисленные плодотворные обсуждения вопросов выбора орбиты для космического радиотелескопа, которые продолжались в течение двух десятилетий: Белецкому В.В., Вашковьяку М.А., Егорову В.А. и Сазонову В.В. из ИПМ РАН, а также сотрудникам ГАИШ МГУ Емельянову Н.В. – за полезное обсуждение вопросов по орбите Эйлера и Чазову В.В. – за проведение контрольных расчетов в рамках этой задачи при учете давления солнечного света.

список литературы

Аксенов Е.П. Теория движения искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1977. 360 с.

Аксенов Е.П., Гребенников Е.А., Демин В.Г. Общее решение задачи о движении искусственного спутника в нормальном поле притяжения Земли // Искусственные спутники Земли. 1961. Вып. 8. С.64.

Аксенов Е.П., Емельянов Н.В., Тамаров В.А. Практическое применение промежуточной орбиты спутника. Формулы, программы, тесты // Труды ГАИШ МГУ. 1988. Т. 59. С.3-40.

Аксенов Е.П., Чазов В.В. Модель движения ИСЗ. Главная проблема. Основные алгоритмы. 7 лекций, 14 семинаров. М.: МГУ, ГАИШ, АИ РАН. 2011. С. 188.

Вашковьяк М.А., Лидов М.Л. Об эволюции некоторых типов орбит ИСЗ // Космические исследования. 1990. Т. 28, № 6. С.803-807.

Кардашев Н.С., Крейсман Б.Б., Пономарев Ю.Н. Новая орбита и новые возможности проекта «РАДИО-АСТРОН» // Радиоастрономическая техника и методы: Труды ФИАН, Т. 228 М.: ФИАН, 2000. С. 3-12.

Крейсман Б.Б. О симметричных периодических решениях плоской ограниченной задачи трех тел. Препринт ФИАН. 1997. № 66. С. 1-34.

Крейсман Б.Б. Об оценке орбит для наземно-космического радиоинтерферометра. Препринт ФИАН. 1996. № 61. С. 1-131.

Лидов М.Л. Эволюция орбит искусственных спутников планет под действием гравитационных возмущений внешних тел // Искусственные спутники Земли. 1961. Вып. 8. С. 5.

Пономарев Ю.Н., Крейсман Б.Б., Тычина П.А., Кочетков К.А. Альтернативные рабочие орбиты для КА проекта «РАДИОАСТРОН». (Исследование возможности построения сильноэволюционирующих орбит под воздействием возмущений от Луны и Солнца): научно-технический отчет. М.: АКЦ ФИАН, 1997. 197 с.

Седов Л.И. Орбиты космических аппаратов в сторону Луны // Искусственные спутники Земли. 1960. Вып. 5. С. 3.

Marsh J.G. et al. The GEM-T2 Gravitational Model // Geophys. Res. 1990. V.95, № 13. P. 22043-22071.

Standish E.M. et al. JPL Planetary and Lunar Ephemerides DE403/LE403 // JPL IOM. 1995. 314. P. 10-124.

Standish E.M., Newhall X.X., Williams J.G. and Folkner W.F. JPL Planetary and Lunar Ephemeris, DE405/LE405 // JPL Inter office Memorandum. 1998. № 312. F-98-048. P. 1-28.

Статья поступила в редакцию 11.04.2014 г.

НАЗЕМНАЯ СТАНЦИЯ СЛЕЖЕНИЯ. ПРОЕКТ «РАДИОАСТРОН»

THE EARTH-BASED TRACKING STATION. «RADIOASTRON» PROJECT

Б.З. Каневский¹;
B.Z. Kanevskiy

А.И. Смирнов¹;
A.I. Smirnov

С.В. Сазанков¹;
S.V. Sazanov

К.Г. Белоусов¹;
K.G. Belousov

М.В. Шацкая¹;
M.V. Shatskaya

А.А. Абрамов¹;
A.A. Abramov

С.И. Селиверстов¹;
S.I. Seliverstov

С.Ф. Лухачев¹;
S.F. Likhachev

Н.А. Федоров¹;
N.A. Fedorov

А.В. Коваленко²;
A.V. Kovalenko

Р.А. Черный²;
R.A. Cherny

Д.И. Суворин²;
D.I. Suvorin

С.В. Логвиненко²;
S.V. Logvinenko

В.В. Орешико²;
V.V. Oreshko

Е.А. Исаев²;
E.A. Isaev

Д.В. Думский²;
D.V. Dumskiy

А.И. Кирпиченков³;
A.I. Kirpishenkov

А.А. Скрипкин³;
A.A. Skripkin

Б.Л. Коган³;
B.L. Kogan

А.Л. Зелезецкий³;
A.A. Zelezetsiy

Техническая реализация проекта «РАДИОАСТРОН» была осуществлена после успешного запуска КА «СПЕКТР-Р» в 2011 году (Авдеев В.Ю. и др., 2012). Наземная поддержка в проекте «РАДИОАСТРОН» осуществляется, в том числе, наземной станцией слежения (НСС), образующей совместно с бортовым радиокомплексом ВИРК высокоинформативную радиолинию Борт — Земля (Кардашев Н.С. и др., 2013).

В статье приводится описание НСС и характеристики устройств, входящих в состав этого комплекса.

Ключевые слова: космический радиотелескоп; радиоинтерферометрия

Technical realization «RADIOASTRON» project has been fulfilled after the successful launch of the spacecraft «SPEKTR-R» in 2011 (Авдеев В.Ю. и др., 2012). Earth-based support for the «RADIOASTRON» project is provided via the Earth-based tracking station (ETS) that serves as a part of the high-capacity information interchange radio-line in a combination with the spacecraft's VIRK radio-system (Кардашев Н.С. и др., 2013). The description of the ETS and the main characteristics of its components are listed in this article.

Key words: Space radio-telescope; Radiointerferometry.

1. Назначение станции слежения

Наземная станция слежения создана на базе антенны РТ-22 ПРАО АКЦ ФИАН и функционирует во взаимодействии с бортовой аппаратурой ВИРК КА. Параметры линии Борт — Земля по передаче научной и служебной информации приведены в таблице 1.

Наземная станция слежения обеспечивает решение следующих задач:

- наведение антенны НСС на КА и слежение за ним в течение сеанса связи;
- прием, декодирование потоков научных данных со скоростью 2×18 или 2×72 Мбит/с с относительной ошибкой не хуже 10^{-5} и их регистрацию после декодирования на специальных цифровых регистраторах (RDR, VLBA, MARK-5 и др.) совместно с информацией о точном местном времени НСС;
- выделение из потока научных данных служебной информации и передачу ее потребителям в реальном масштабе времени;

- выделение сигнала несущей частоты канала передачи данных и измерение частоты остаточного доплеровского сдвига и текущей разности фаз между несущей и опорным сигналом Н-мазера НСС, оцифровку этих данных с заданным темпом, их регистрацию с привязкой к текущему времени и передачу потребителям;
- передачу на борт КА фазостабилизированного опорного сигнала, синхронизированного сигналом Н-мазера НСС;
- прием когерентно преобразованного ответного сигнала КА, измерение текущей частоты остаточного доплеровского сдвига и текущей разности фаз ответного и запросного сигналов, оцифровку этих данных с заданным темпом, их регистрацию с привязкой к текущему времени и передачу потребителям;
- прием внешних данных, необходимых для работы НСС, и выдачу потребителям необходимой информации о работе и состоянии НСС.

На рисунке 1 приведена структурная схема НСС.

¹ Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН, Россия, г. Москва.

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

² Пушинская радиоастрономическая обсерватория АКЦ ФИАН, Россия, г. Пушино.
Pushchino Radio Astronomy Observatory, Russia, Pushchino.

³ ООО НПП «Контакт-Технология», Россия, г. Москва.
NPP «Kontakt-Tekhnologiya» LLC, Russia, Moscow.

таблица 1 – Основные данные радиолинии Борт – Земля

наименование параметра	значение
параметры орбиты за время существования КА: апогей (макс – мин) перигей (мин – макс)	360–330 тыс. км 0.5–30 тыс. км
номинальное значение частоты передатчика данных КА в режимах «Когерент» и «Н-мазер»	15000000000 Гц
скорость передачи данных КА	144 Мбит/с или 36 Мбит/с
тип модуляции передатчика данных КА	ДОФМ
ЭИИМ передатчика данных у КА	+56 дБВт
допустимый уровень ошибок передачи данных	не более 10^{-5}
поляризация излучения передатчика данных КА	круговая, правая
номинальное значение частоты передатчика ПФС КА	8400000000 Гц
ЭИИМ передатчика ПФС у КА	+37 дБВт
поляризация излучения передатчика ПФС КА	круговая, правая
номинальное значение частоты приемника ПФС КА	7207500000 Гц
шумовая температура приемника ПФС КА	не более 70 К
шумовая полоса ПФС КА	не менее 1 кГц
требуемое отношение сигнал/шум на входе приемника ПФС КА	не менее 35 дБ
усиление антенны ПФС на прием	1600
поляризация сигнала приемника ПФС КА	круговая, левая
отношение частот прием/передача ПФС КА	961/1120

2. Состав наземной станции слежения

В состав НСС входят следующие системы:

- антенна РТ-22 с системой наведения, облучатель и антенно-фидерные тракты на диапазоны частот – 15, 8.4 и 7.2 ГГц;
- приемо-передающая система 7.2/8.4 ГГц в составе: передатчик сигнала на частоте 7.2 ГГц, синтезатор частоты передатчика со следящей коррекцией прогноза доплеровского сдвига частоты без скачков фазы, малошумящий приемник сигнала на частоте 8.4 ГГц, аппаратура измерения остаточной частоты Допплера и вариаций фазы;
- система приема научных и служебных данных на частоте 15 ГГц в составе: малошумящий приемник сигналов на частоте 15 ГГц, демодулятор ДОФМ, аппаратура измерения остаточной частоты Допплера и вариаций фазы несущей частоты;
- система регистрации и первичной обработки научных и служебных данных в составе: декодер научных данных, декодер служебных данных и линия связи с потребителем, работающие в реальном масштабе времени, аппаратура регистрации научных данных и аппаратура первичной обработки научных данных;
- система опорных частот в составе: водородный стандарт частоты (Н-мазер), служба времени с GPS-приемником и аппаратура распределения опорных частот;
- распределительная кабельная сеть, предназначенная для передачи цифровых и аналоговых сигналов между аппаратным зданием РТ-22, подзеркальной кабиной РТ-22 и внешними потребителями.

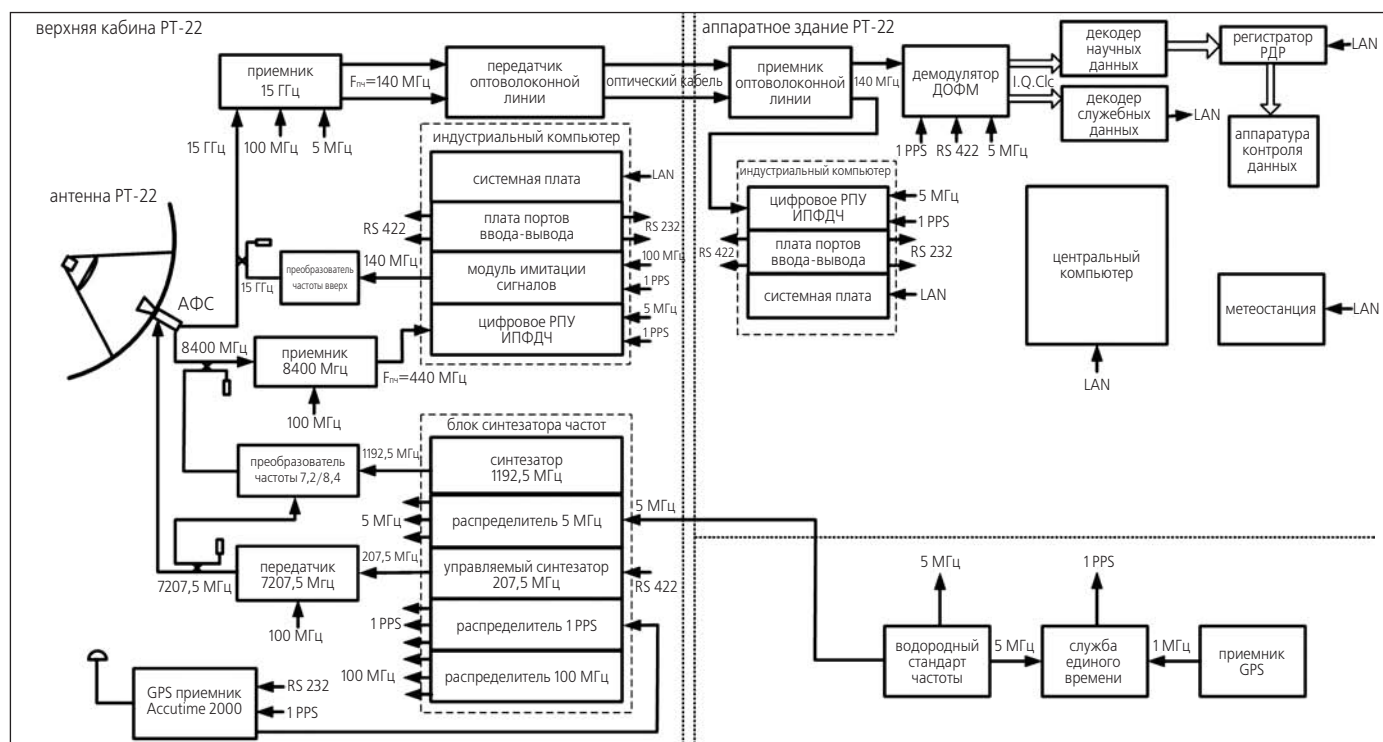


рисунок 1. Структурная схема наземной станции слежения

В состав НСС также входят управляющий компьютер и его программное обеспечение. Управляющий компьютер предназначен для автоматического, в реальном времени, управления всеми системами НСС и вычисления необходимых параметров в течение сеанса связи с КА, для приема требуемой для работы НСС внешней информации, выдачи потребителям необходимых данных о состоянии НСС, о результатах проведенных сеансов связи и другой информации. Он также используется при проверке систем НСС на работоспособность.

Метеостанция НСС предназначена для измерения метеорологических параметров (температуры, давления, направления и скорости ветра, относительной влажности и точки росы воздуха) в месте нахождения НСС. Эта информация используется при обработке данных для уточнения фазовых задержек при распространении сигналов в атмосфере.

Аппаратура внешней связи (ЛВС, Интернет, выделенные линии и телефонная связь) используется для приема и передачи информации, необходимой для работы НСС, а также для передачи информации потребителям.

Система бесперебойного электропитания используется для питания критического оборудования НСС, в том числе управляющего компьютера и Н-мазера.

Аппаратура контроля работоспособности НСС предназначена для всестороннего контроля работоспособности НСС перед проведением сеансов связи и при проведении регламентных работ.

3. Антенно-фидерная система наземной станции слежения

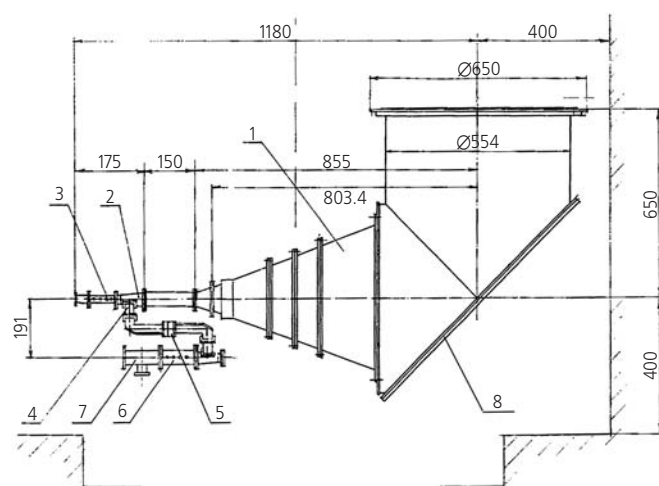
При создании НСС на базе существующего радиотелескопа РТ-22 потребовалась модернизация антенной системы РТ-22, состоящая в дооснащении ее дополнительным облучателем для приема информации на частотах 15000 ± 100 МГц, 84000 ± 0.5 МГц и передачи сигнала в полосе частот 7200 ± 0.5 МГц с учетом особенностей этой антенны.

Антенна РТ-22 построена по классической схеме Кассегрена с параболическим главным рефлектором ($D=22$ м, $F=9.525$ м) и гиперболическим контррефлектором ($d=1$ м). Угол облучения главного рефлектора равен 120° , угол облучения контррефлектора – $6^\circ 20'$. При конструировании облучателя необходимо было выполнить требования по «совпадению» фазовых центров облучателя на частотах 8.4 ГГц и 7.2 ГГц, связанные с необходимостью контроля разности фаз сигналов этих частот.

Излучающая апертура облучателя не может быть синфазной, а должна быть сфокусирована на центр контррефлектора. Такая апертура может быть реализована в виде рупорно-параболической антенны.

Поэтому реализация облучателя в виде рупорно-параболической антенны для РТ-22 оптимальна. Необходимое фазовое распределение в излучающем раскрыве может быть создано либо с использованием эллиптического зеркала, фокусирующего на центр раскрыва контррефлектора, либо со смещенным параболическим зеркалом, что предпочтительней в технологическом отношении.

На рисунке 2 изображен рупорно-параболический облучатель, размещенный на РТ-22.



- 1 – рупор; 2 – коническая секция возбуждения;
- 3 – поляризатор диапазона 15 Гц;
- 4 – боковой волновод-возбудитель;
- 5 – волноводная скрутка на 90 градусов;
- 6 – поляризатор X-диапазона;
- 7 – селектор поляризаций X-диапазона;
- 8 – параболический отражатель.

рисунк 2. Общий вид рупорно-параболического облучателя и АФС

Облучатель состоит из трехчастотного рупора, реализованного в виде соединения конических и цилиндрических секций, и вырезки из параболоида вращения с фокальной осью, ортогональной оси рупора и фокусом в вершине большой конической секции (1).

На частоте 15 ГГц рупор возбуждается соосным круглым волноводом, на частотах 7.2 ГГц и 8.4 ГГц – двумя прямоугольными волноводами (4), соединенными с малой конической секцией (2). Цилиндрическая секция служит для обеспечения необходимой фазировки высших типов волн в верхних частотных диапазонах. Выходная коническая секция (1) формирует облучение вырезки из параболоида, отраженная от параболоида радиоволна излучается круглой апертурой.

Наведение антенны НСС на КА и слежение за ним во время сеанса связи осуществляются пределах углов: по азимуту $0-360^\circ$; по углу места $+7 - +88^\circ$.

Максимальные скорости сопровождения: по азимуту – 3.3 угл. мин/с; по углу места – 2.9 угл. мин/с.

В результате проведенных антенных измерений по стандартной методике была определена эффективная площадь (S) РТ-22 с облучателем НСС на частоте 15 ГГц $S_{\text{эф}}=170 \text{ м}^2$. Полученное значение S на частоте 15 ГГц близко к расчетному. Радиотехнические характеристики РТ-22 с трехчастотным облучателем приведены в таблице 2.

таблица 2 – Радиотехнические характеристики РТ-22

частота	Гц	7.2	8.4	15.0
длина волны	см	4.16	3.54	1.99
рассеяние за пределы контррефлектора	дБ	-2.74	-1.95	-0.88
кроссполаризация	дБ	-0.10	-0.10	-0.10
апертурный КИП	0	-0.12	-0.20	-0.71
	0.75	-0.40	-0.47	-0.92
	1.50	-0.75	-0.84	-1.39
рассеяние за пределы главного зеркала	дБ	-0.09	-0.06	-0.01
потери из-за искажения АФР за счет дифракции	дБ	-0.33	-0.25	-0.09
затенение	дБ	-0.41		0.41
неточность главного зеркала ($\sigma=0.5 \text{ мм}$)	дБ	-0.10	-0.14	-0.43
неточность контррефлектора ($\sigma=0.35 \text{ мм}$)	дБ	-0.05	-0.07	-0.21
тепловые потери облучателя	дБ	-0.50	-0.50	-0.30
полный КИП (при выносе облучателя 0.75 м)	дБ	0.34	0.40	0.46
эффективная площадь	м ²	128	153	176
шумовая температура	10°	–	66	77
	30°	–	53	49
	60°	–	50	41
	90°	–	49	40

4. Приемно-передающий комплекс наземной станции слежения

Структурная схема аппаратуры приемно-передающего комплекса 7.2/8.4 ГГц и приемного комплекса научных и служебных данных на частоту 15 ГГц представлены на рисунке 3. Приемный тракт диапазона частот 15 ГГц (рисунок 3а) содержит МШУ с $T_{\text{ш}}=50 \text{ К}$ и усилением 40 дБ и два преобразователя частоты последовательно преобразующих спектр входного сигнала на промежуточную частоту 2 ГГц, а затем на промежуточную частоту 140 МГц.

В состав понижающего преобразователя с частоты 15 ГГц на частоту 2 ГГц входят малошумящий усилитель с входной температурой шума $T_{\text{ш}}=50 \text{ К}$ и коэффициентом усиления $G=56 \text{ дБ}$; высококачественный гетеродин на номинальной частоте 13 ГГц, стабилизированный внешним опорным сигналом с частотой 100 МГц. В состав преобразователя с частоты 2 ГГц на промежуточную частоту 140 МГц входит высококачественный гетеродин с номинальной частотой 1860 МГц, стабилизированный внешним опорным сигналом на частоте 5 МГц. Последний преобразо-

ватель обеспечивает основную селекцию сигнала ДОФМ ПАВ-фильтром, а также усиление сигнала до уровня, необходимого для работы демодулятора ДОФМ. Сигнал с выхода указанного тракта подается на вход демодулятора ДОФМ, с выхода которого демодулированные данные двух квадратурных каналов совместно с сигналом тактовой частоты передаются на аппаратуру декодирования и регистрации.

Приемный тракт на диапазон частот 8.4 ГГц (рисунок 3б) содержит МШУ с $T_{\text{ш}}=45 \text{ К}$ и с усилением $G=40 \text{ дБ}$ и преобразователь частоты, преобразующий входной сигнал на промежуточную частоту 400 МГц. В состав указанного понижающего преобразователя частоты входит высококачественный гетеродин с номинальной частотой 8 ГГц, стабилизированный внешним опорным сигналом с частотой 100 МГц.

Передающий тракт в диапазоне частот 7.2 ГГц (рисунок 3в) содержит повышающий преобразователь частоты, преобразующий сигнал управляемого синтезатора частоты 207.5 МГц в диапазон частот 7.2 ГГц, и усилитель мощности с волноводным выходом. В состав повышающего преобразователя частоты входит высококачественный гетеродин с номинальной частотой 7 ГГц, стабилизированный внешним опорным сигналом с частотой 100 МГц.

Управляемый синтезатор на частоте 207.5 мГц с вводом доплеровского прогноза содержит модуль

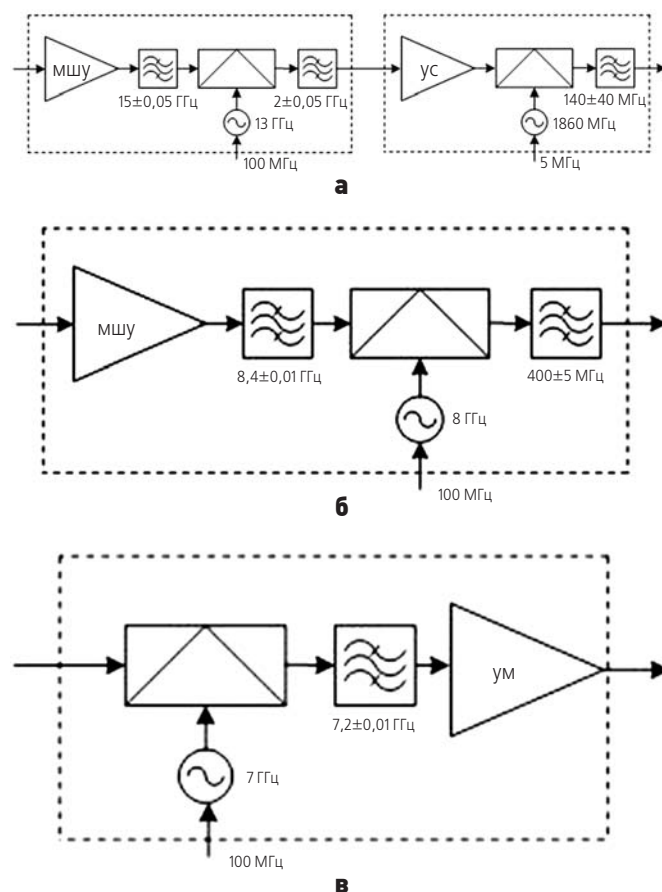


рисунок 3. Структурная схема аппаратуры приемно-передающего комплекса

интерфейса управления RS-422, схему управления частотой сигнала, цифровой формирователь сигнала, ЦАП, ФНЧ, опорный генератор на частоте 1 ГГц и контур ФАПЧ.

Для реализации требований по сохранению непрерывности фазы сигнала синтезатор частоты реализован по схеме прямого цифрового синтеза. Для снижения уровня фазовых шумов опорный генератор синхронизирован сигналом на частоте 100 МГц, который, в свою очередь, синхронизирован сигналом от водородного стандарта частоты.

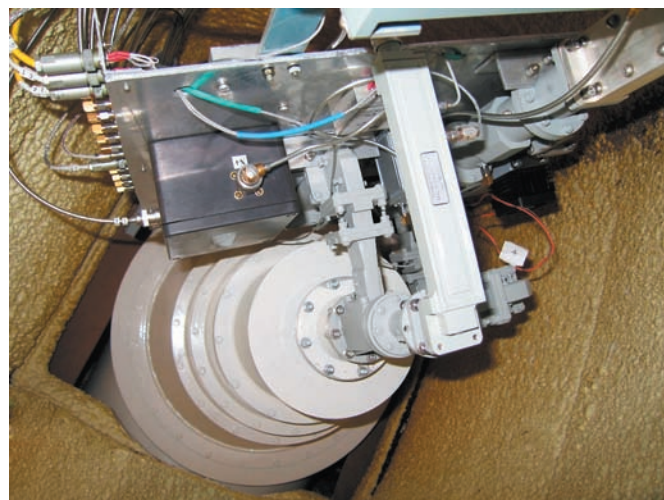
Следует отметить, что в состав приемо-передающего комплекса НСС (ППК) входят технические средства для подтверждения работоспособности и проверки нормального функционирования аппаратуры.

Дополнительный повышающий преобразователь частоты 7207.5 МГц на частоту 8.4 ГГц, использующий сигнал 1292.5 МГц в качестве сигнала гетеродина, предусмотрен для тестирования аппаратуры приемо-передающего комплекса НСС. Имитатор сигнала ДОФМ на ПЧ 140 МГц, и повышающий преобразователь на частоту 15 ГГц позволяют тестировать и подтверждать работоспособность приемного тракта на частоте 15 ГГц и демодулятора ДОФМ.

Экспериментально были определены следующие параметры ППК: $T_{ш,с}=100$ К на частотах 15 ГГц и 8.4 ГГц. Выходная мощность передатчика $P=2$ Вт на частоте 7.2 ГГц. С целью обеспечения шага перестройки частоты синтезатора порядка 0.002 Гц в схеме управления частотой сигнала используется 40-разрядный регистр. Для обеспечения управления частотой синтезатора в реальном масштабе времени в схему управления частотой сигнала передается не только новое значение частоты сигнала и момента переключения синтезатора, но и значение инкремента частоты.

Модуль синтезатора частот компактный и малогабаритный, что позволило ввести в состав синтезатора частоты модуль распределения опорных частот (синхронизированных относительно водородного стандарта частоты) и метки 1PPS и модуль формирования сигнала 1292.5 МГц.

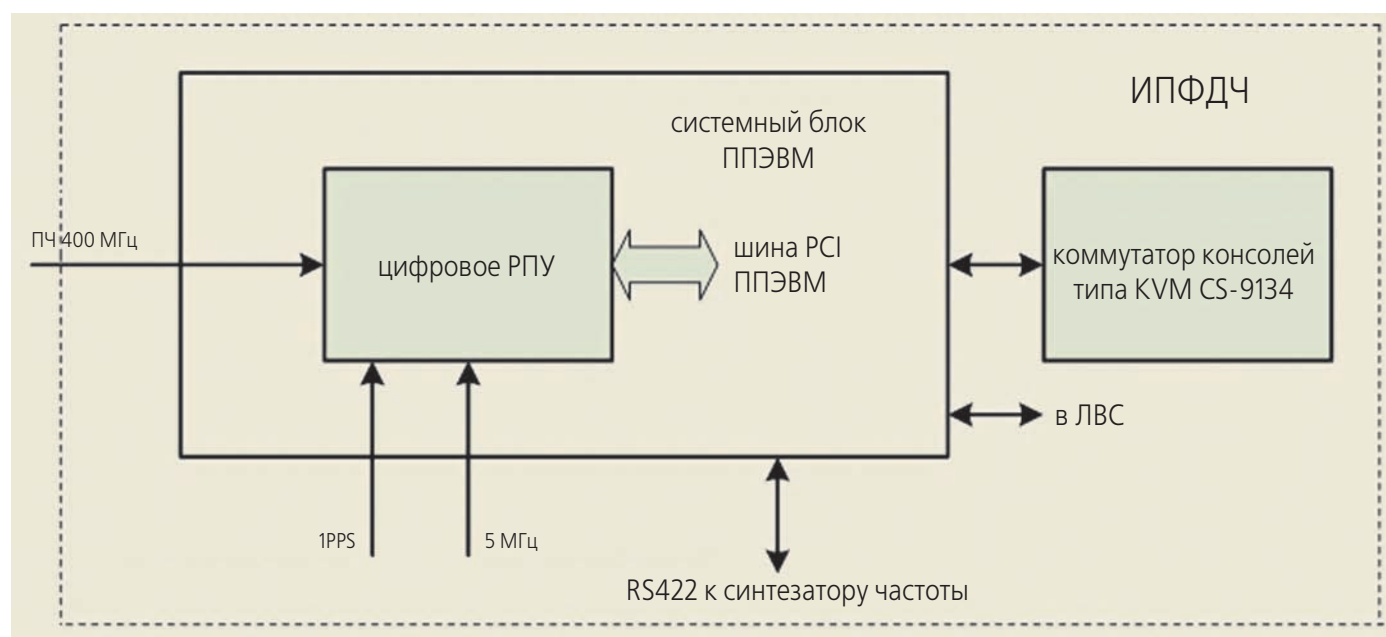
На рисунке 4 представлен приемо-передающий комплекс НСС, установленный на антенне РТ-22.



рисунки 4. Приемо-передающий комплекс НСС

5. Измерители приращения фазы и доплеровской частоты

В состав НСС входят два прибора ИПФДЧ, работающие на частотах 8.4 и 15 ГГц. ИПФДЧ 8.4 ГГц работает по тоновому сигналу, излучаемому бортовой аппаратурой ПФС ВИРК, а ИПФДЧ 15 ГГц работает по ДОФМ-модулированному сигналу, излучаемому



рисунки 5. Структурная схема ИПФДЧ

передатчиком научных данных ВИРК. Эти сигналы подаются на входы соответствующего ИПФДЧ и параллельно отображаются на экране анализатора спектра, с помощью которого производятся независимые измерения частоты, отношения сигнал/шум и других параметров входных сигналов.

ИПФДЧ 8.4 ГГц (рисунок 5) состоит из модуля цифрового РПУ, подключенного через шину PCI к системному блоку промышленной ПЭВМ, и собственно промышленной ПЭВМ (ППЭВМ) с коммутатором консолей типа KVM CS-9134 и с комплектом СПО.

ИПФДЧ на частоте 8.4 ГГц может работать в одном из трех режимов: «Без управления» – производятся измерения частоты сигнала нисходящей радиолинии, остаточного доплеровского сдвига и накопленной фазы. Сигнал восходящей радиолинии не передается. Данные баллистики используются только для получения остаточного доплеровского сдвига. При этом используется режим работы ВИРК: «Н-мазер».

При работе в режиме «По баллистике» – данные баллистики (задержка, ее первая и вторая производная) используются только для управления частотой сигнала восходящей радиолинии. Результаты измерений частоты сигнала нисходящей радиолинии, остаточного доплеровского сдвига и накопленной фазы используются для индикации. При этом на борту используется режим работы комплекса ВИРК «Когерент».

Режим работы «Автономно» используется для автоматического управления частотой сигнала восходящей радиолинии по измеренному доплеровскому сдвигу нисходящей радиолинии. Результаты измерений частоты сигнала нисходящей радиолинии, остаточного доплеровского сдвига и накопленной фазы используются для индикации. При этом на борту КА используется режим работы комплекса ВИРК «Когерент».

ИПФДЧ на частоте 1 ГГц всегда работает только в режиме «Без управления», проводя измерения и регистрацию частоты сигнала нисходящей радиолинии, остаточного доплеровского сдвига и накопления фазы.

Для управления работой измерителей разработаны программы «RefFreq» для ИПФДЧ 8.4 ГГц и «RefFreqFM» для ИПФДЧ 15 ГГц.

6. Комплекс первичной обработки и регистрации научных и служебных данных наземной станции слежения

В состав аппаратной части комплекса входят канал ТМ-информации и канал научной информации.

Канал ТМ-информации состоит из декодера служебной ТМ-информации (10 байт в начале заголовка) и выделенной линии передачи информации в ЦУП.

Декодер ТМ-информации предназначен для выделения из заголовка каждого кадра 10 байт объектовой ТМ-информации с КА «СПЕКТР-Р», сохранения данной информации на жестком диске и/или передачи ТМ-информации через Ethernet-порт в ЦУП.

Канал регистрации научной информации состоит из декодера научных данных и регистратора данных РДР. Декодер научных данных предназначен для выделения из потока данных, поступающих с ВИРК научной информации, декодирования данных и их оперативного контроля. Регистратор данных РДР, осуществляет запись научных данных в рабочей моде на жесткие диски. Запись синхронизирована сигналом PPS и синхросигналом. Продолжительность записи 6–9 часов на наибольшей скорости записи. Управление РДР осуществляется либо непосредственно, либо по Ethernet.

РДР в составе НСС комплектуется программным обеспечением для управления. На рисунке 6 представлены комплексы ИПФДЧ и комплекс первичной обработки и регистрации научных и служебных данных.



рисунок 6. Комплексы ИПФДЧ и комплекс первичной обработки и регистрации научных и служебных данных

7. Сетевая инфраструктура наземной станции слежения

Информация с космического радиотелескопа по каналу ВИРК поступает на наземную станцию слежения. Для анализа и отображения телеметрии (ТМИ) и для обработки данных наблюдений (ДН) вся информация доставляется в Центр Обработки Научной информации проекта «РАДИОАСТРОН» (ЦОНИ), расположенный в АКЦ ФИАН в Москве. Решение этой задачи включает в себя две составляющие: доставку информации в режиме on-line (ТМИ) и передачу значительных объемов данных на большие расстояния.

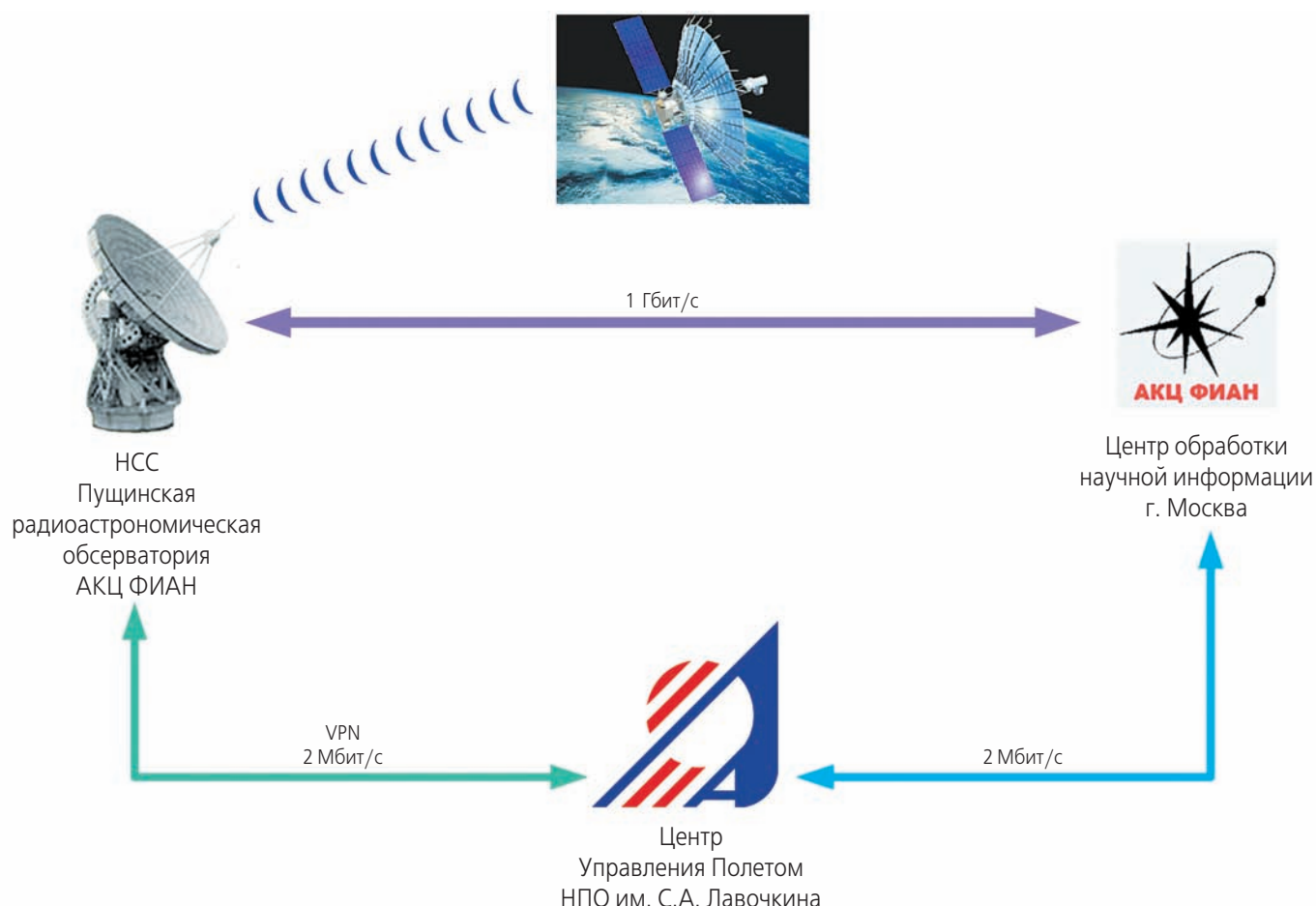


рисунок 7. Сетевая инфраструктура

Так, 1 час наблюдений космического радиотелескопа занимает около 50 ГБ, в то же время сеансы наблюдений могут продолжаться до 20 часов в сутки. Со станции слежения в ЦОНИ также поступает различная дополнительная информация: данные по погоде, состояние антенны и др. Для решения вышеописанных задач была создана сетевая инфраструктура, показанная на рисунке 7.

Выбранное коммутационное оборудование обеспечивает необходимую пропускную способность каналов связи и надежность передачи информации на значительные расстояния. При проведении тестирования оптических линий были выявлены проблемы, которые могут возникать во время передачи информации и влиять на скорость передачи; определены условия для достижения максимальной скорости передачи информации в канале связи и требования к оборудованию и операционным системам, участвующим в передаче данных.

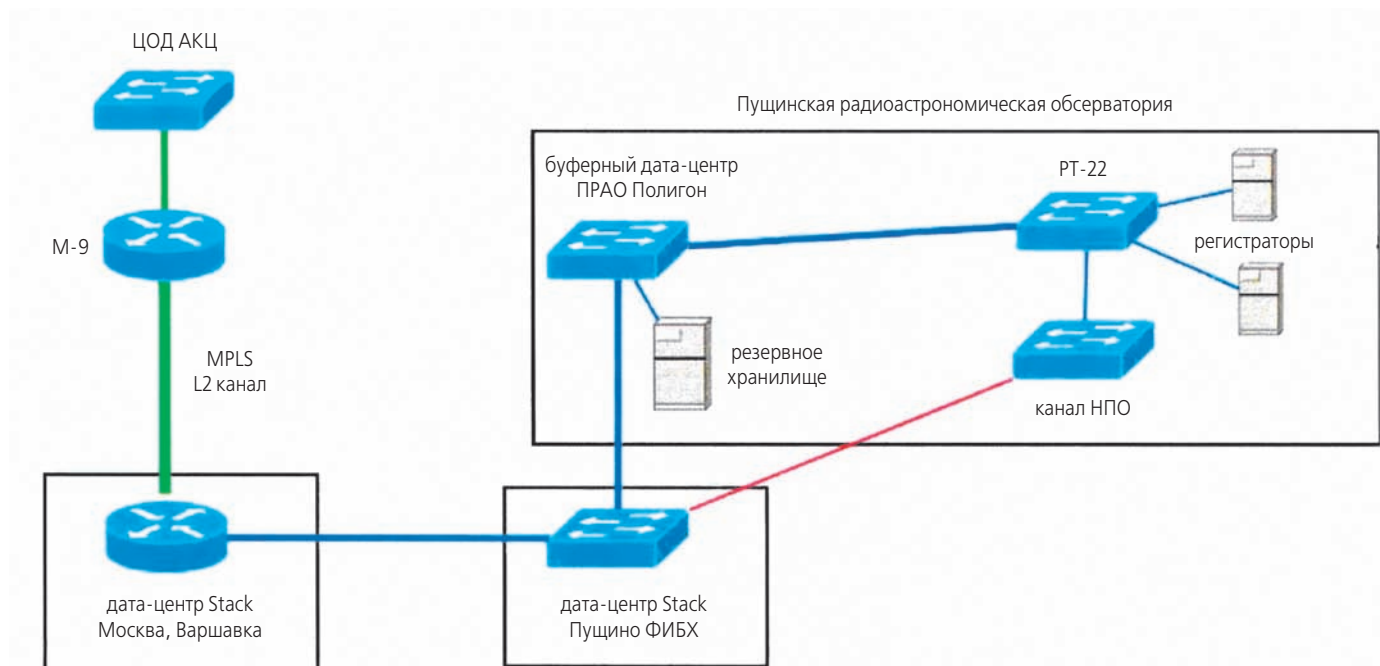
Между НСС и ЦОНИ организован выделенный канал емкостью 1 Гбит/с, полностью изолированный от Интернета. По этому каналу осуществляется передача ТМИ в режиме on-line и данных наблюдений с космического радиотелескопа (КРТ) от станции слежения в ЦОНИ. Канал связи до АКЦ ФИАН

предоставлен группой компаний СТЭК и организован в виде виртуального канала MPLS (Multiprotocol Label Switching) между дата-центрами СТЭК в Пушкино и в Москве.

На случай обрыва или неисправности канала организована дополнительная схема доставки ТМИ в ЦОНИ через Центр Управления Полетом (ЦУП). Кроме того, организована связь НСС с ЦУП со скоростью 2 Мбит/с и оптическая линия связи, изолированная от Интернета, между ЦУП и ЦОНИ. При этом ТМИ передается сначала в ЦУП, затем по выделенной линии в ЦОНИ (рисунок 8). Такой способ доставки телеметрии является избыточным, но это повышает надежность ее передачи.

Для гарантированной доставки данных наблюдений, на случай обрыва «гигабитного» канала, организован буферный дата-центр. В дата-центр научные данные загружаются после наблюдений для хранения. Буферный дата-центр (БДЦ) ПРАО АКЦ ФИАН, созданный в рамках международного проекта космического радиотелескопа «РАДИОАСТРОН», представляет собой типичный пример научного дата-центра.

БДЦ размещен в здании испытательного полигона обсерватории в специально выделенном помещении, в котором смонтирована серверная комната с систе-



рисунк 8. Схема доставки ТМИ в ЦОНИ через ЦУП

мой охлаждения и фальшполом. Управление оборудованием дата-центра (серверы и сетевое оборудование) осуществляется с помощью выведенной наружу консоли, а также с помощью служб удаленного доступа по сети. Для связи БДЦ со станцией слежения РТ-22 и Центром обработки научной информации в Москве (АКЦ ФИАН) была организована сеть передачи данных. Сеть полностью изолирована от глобального Интернета. Таким образом, серверы БДЦ станции слежения и ЦОНИ АКЦ ФИАН находятся в одной локальной сети без использования маршрутизации. Работоспособность и загрузка канала и основных узлов связи хранятся на сервере мониторинга и отображаются пользователям в виде графиков и диаграмм на web-странице. С целью выполнения задач по резервному хранению данных в БДЦ размещено файловое хранилище. Система хранения состоит из двух 2U корзин по 12 SATA HDD дисков в каждом из двух RAID контроллеров, позволивших объединить все диски в один RAID уровня 5 объемом 20 Тб.

Сервер и система хранения оснащены блоками питания горячей замены с резервированием и подключены к источнику бесперебойного питания с возможностью удаленного управления по сети Ethernet. Для организации доступа к дисковому массиву хранилища на 20 Тб используются протоколы передачи данных ftp и smb, реализованные программами vsftpd и samba.

В настоящее время полученные с космического радиотелескопа экспериментальные научные данные, передаваемые по каналу на серверы хранения и обработки данных в ЦОНИ, сохраняются как резервные копии в буферном хранилище, и по мере его заполнения более старые данные удаляются. На сервере также

работают скрипты проверки целостности записанных данных по контрольным суммам md5. Хранилище способно вместить данные за 3–4 месяца наблюдений (в зависимости от объема и частоты наблюдений).

закключение

Созданная в ходе реализации проекта «РАДИОАСТРОН» наземная станция слежения на базе РТ-22 ПРАО работала в течение 2012–2013 г. без сбоев, обеспечив прием большого объема высококачественной научной и служебной информации.

С целью расширения программы научных исследований проекта «РАДИОАСТРОН» в соответствии с соглашением между АКЦ ФИАН и НРАО (США) была создана и включена в работу аналогичная станция НСС-2 (GBES) в составе НРАО на базе радиотелескопа РТ-43, что позволило значительно увеличить объем научных исследований, проводимых по программе исследований проекта «РАДИОАСТРОН».

список литературы

Авдеев В.Ю., Алакоз А.В., Александров Ю.А. и др. Космическая миссия «РАДИОАСТРОН». Первые результаты // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина». 2012. № 3. С. 4-21.

Кардашев Н.С., Хартов В.В., Абрамов В.В. и др. «РАДИОАСТРОН» – телескоп размером 300000 км: основные параметры и первые результаты // Астрономический журнал. 2013. Т. 90, № 3. С. 179.

Статья поступила в редакцию 14.05.2014 г.

КОРРЕЛЯЦИОННАЯ ОБРАБОТКА ДАННЫХ НАЗЕМНО-КОСМИЧЕСКОГО ИНТЕРФЕРОМЕТРА «РАДИОАСТРОН»

А.С. Андрианов¹, И.А. Гурин¹, В.Е. Жаров^{2,3},
andrian@asc.rssi.ru; igirin@asc.rssi.ru; профессор,
A.S. Andrianov I.A. Guirin доктор физико-
 математических наук,
vladzh2007@yandex.ru;
V.E. Jarov

Рассмотрены состав, функции и эффективность программного коррелятора Астрокосмического центра (АКЦ) ФИАН – важнейшего элемента интерферометра Земля – Космос в проекте «РАДИОАСТРОН». Статистические результаты обработки иллюстрируются на примерах выполнения «ранней» и «ключевой» научных программ проекта.

Ключевые слова: проект «РАДИОАСТРОН»; интерферометрия; РСДБ; коррелятор; вычислительный комплекс.

ВВЕДЕНИЕ

В проекте «РАДИОАСТРОН» потенциальная чувствительность интерферометров, включающих сеть наземных радиоастрономических станций и космический радиотелескоп (КРТ, RA) с антенной диаметром 10 м, ограничивается главным образом параметрами приемного комплекса на борту (Авдеев В.Ю. и др., 2012; Кардашев Н.С. и др., 2013). Чувствительность интерферометра по плотности потока dS с базой RA-GBT (100 м антенна в Green Bank, NRAO, США) в зависимости от длины волны иллюстрирует рисунок 1.

1. Коррелятор АКЦ.

Функциональная структура

Программный коррелятор для проекта «РАДИОАСТРОН» (Кардашев Н.С. и др., 2013; Шацкая М.В. и др., 2012) разработан в АКЦ ФИАН и является важнейшим инструментом радиоастрономического вычислительного комплекса ASL (Astro Space Locator) в среде «Windows».

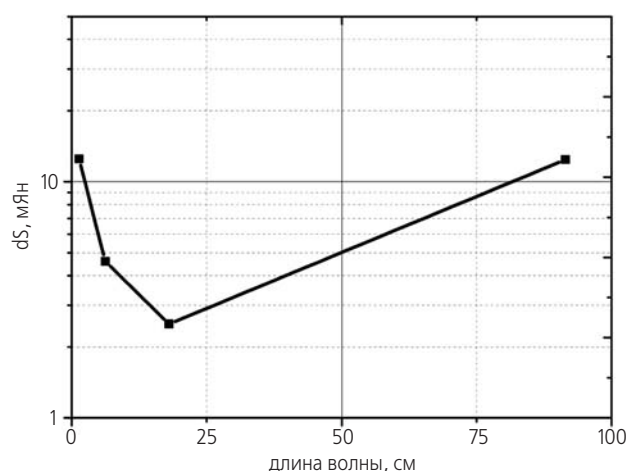
Выходные потоки данных коррелятора служат мерой интегрального качества всей миссии «РАДИО-

CORRELATOR OF THE FIAN ASTRO SPACE CENTER IN «RADIOASTRON» MISSION

В.И. Костенко¹, С.Ф. Лихачев¹, М.В. Шацкая¹,
кандидат физико-математических наук, vkostenko@asc.rssi.ru;
V.I. Kostenko доктор физико-математических наук, *slikhach@asc.rssi.ru;*
S.F. Likhachev кандидат физико-математических наук, *mshatsk@asc.rssi.ru;*
M.V. Shatskaya

The composition, functions and efficiency of the FIAN Astro Space Center software correlator for Space to Earth interferometer of the «RADIOASTRON» Project are considered. Statistical values of the processed results are illustrated on the «Early» and «Key» science programs of the Project.

Key words: «RADIOASTRON» project; interferometry; VLBI; correlator; computing cluster.



рисунки 1. Чувствительность δS интерферометра RA-GBT в проекте «РАДИОАСТРОН», $1 \text{ мЯн} = 10^{-29} \text{ Вт/м}^2 \text{ Гц}$

АСТРОН» и определяют в целом успех решения поставленных научных задач.

Коррелятор АКЦ реализован по схеме программного FX-коррелятора (Фурье-преобразование \rightarrow перемножение спектров) и обеспечивает выполнение хорошо известных функций, необходимых для регулярной, ежедневной и успешной корреляционной обработки данных многостанционных РСДБ сетей

¹ Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН, Россия, г. Москва.

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

² Государственный астрономический институт им. П.К. Штернберга МГУ им. М.В. Ломоносова, Россия, г. Москва.

P.K. Sternberg State Astronomical Institute of the M.V. Lomonosov State University, Russia, Moscow.

³ Физический факультет МГУ им. М.В. Ломоносова, Россия, г. Москва.

Physical department of the M.V. Lomonosov State University, Russia, Moscow.

с наземными и космическими базами. Коррелятор построен по схеме «станция–интерферометр», каждый из сигналов с i -го телескопа A_i ($i=1,2,\dots, n$) задерживается на расчетную задержку относительно центра Земли, потом фаза сдвигается для остановки полос интерференции.

Для работы коррелятора задаются два параметра: интервал интегрирования T_{int} и порядок Фурье-преобразования N_{FFT} . Величина N_{FFT} определяет длительность выборки $T_{\text{FFT}}=N_{\text{FFT}}\times\eta$, где $\eta=1/(2\Delta f)$ – интервал дискретизации данных, зависящий от ширины полосы приема Δf . За время интегрирования коррелируется $K=T_{\text{int}}/T_{\text{FFT}}$ выборок с данными, момент начала каждой из выборок определим как $t_{\text{тек}}$.

Последовательность выполняемых операций ФХ-коррелятором выглядит следующим образом.

Полная задержка для каждой базы телескоп – центр Земли на начало текущей выборки данных вычисляется по формуле $\tau=\tau_{\text{геом}}+\tau_{\text{распр}}$, где $\tau_{\text{геом}}$ – геометрическая задержка, вычисленная при помощи ПО «Ариадна»; $\tau_{\text{распр}}$ – время, за которое сигнал проходит расстояние от спутника до станции слежения (вычисляется также при помощи ПО «Ариадна» (Жаров В.Е., 2011) и только для космического телескопа). Затем в каждом из сигналов A_i выделяется выборка, начиная с момента времени $t_{\text{тек}}+\tau$. Вычисление фазы для остановки лепестков выполняется по формуле

$$A_{\text{new}_i} = A_i e^{j\varphi_i},$$

$$\text{где } \varphi_i = 2\pi F_{\text{СКУ}} \left(\frac{\tau_{\text{концаFFT}} - \tau_{\text{началаFFT}}}{N_{\text{FFT}}} i + \tau_{\text{началаFFT}} \right),$$

$\tau_{\text{концаFFT}}$ и $\tau_{\text{началаFFT}}$ – значения задержек, соответствующих началу и концу текущей выборки данных; $F_{\text{СКУ}}$ – частота наблюдения; дискретное FFT каждой выборки данных $F_k = \sum_{n=0}^{2N_{\text{FFT}}-1} A_{\text{new}_n} e^{-\frac{2\pi j}{N_{\text{FFT}}} k n}$. Затем выполняется компенсация дробного бита

$$F_{\text{new}_i} = F_k e^{\frac{2\pi j \Delta P}{N_{\text{FFT}}}}$$

$$\text{где } \Delta P = \frac{\tau}{\Delta t} - \left\lfloor \frac{\tau}{\Delta t} + 0.5 \right\rfloor; \tau - \text{задержка на начало те-}$$

кущей выборки; $\Delta t = \tau_{\text{концаFFT}} - \tau_{\text{началаFFT}}$; $\Delta P \in [-0.5; 0.5]$ и попарное перемножение спектров $F_{ij} = F_{\text{new}_i} * F_{\text{new}_j}^*$. На выходе получают коррелированные спектры по числу баз интерферометра $L=n(n-1)/2$. Вычисление среднего спектра для каждой базы интерферометра

происходит по K выборкам: $F_{\text{итоговый}} = \frac{1}{K} \sum_{m=0}^K F_{ij}^m$.

На выходе получается L средних спектров по числу баз интерферометра. По завершении этого процесса выполняется запись средних спектров на диск.

Эффективность коррелятора АКЦ при заданной производительности вычислительного кластера определяется количеством станций в интерферометрической сети и количеством каналов по задержке при заданном времени полного интегрирования корреляционной функции (рисунок 2).

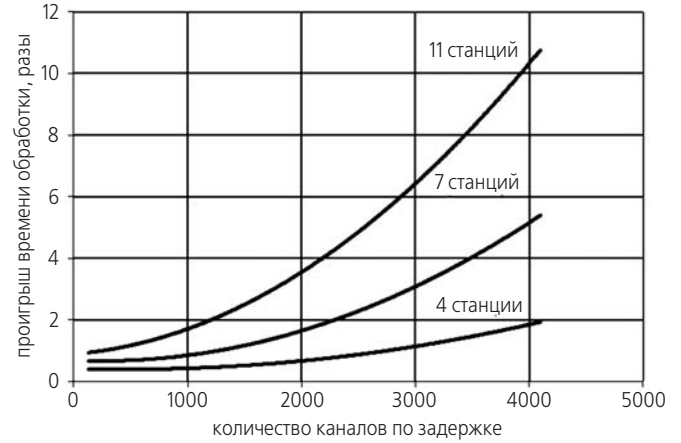


рисунок 2. Время обработки в корреляторе АКЦ по сравнению с реальным временем в зависимости от количества станций и каналов по задержке

Коррелятор для проекта «РАДИОАСТРОН» имеет следующие характерные особенности: поддержка всех распространенных форматов входных данных: RDF, ASC, Mark5A, Mark5B, Mark5C(VDIF), VLBA, K5; кластер с производительностью 1 ТФлоп/сек; оперативное хранилище на 150 ТБ для сбора и обработки первичных данных; текущий архив сбора данных емкостью 400 ТБ (август 2013).

Стандартный поток данных наземной станции 256 Мб/сек коррелятор АКЦ способен обрабатывать в реальном масштабе времени с количеством наземных станций до 10 (45 баз отдельных интерферометров при 256 каналах по задержке). В типичном эксперименте (4 станции, 6 баз, 2048 каналов) достигается двукратный выигрыш времени обработки по сравнению с реальным временем. Коррелятор может работать в режимах: Континуум, Линии, Пульсары, поиск Гигантских Импульсов.

2. Коррелятор. Окно поиска лепестков

В корреляторе задержка отслеживается с точностью шага выборки данных, т.е. η . Модельная задержка рассчитывается с использованием реставрированной орбиты (продукт баллистического центра ИПМ им. М.В. Келдыша РАН). Для обнаружения корреляции разность между этой и истинной задержкой за время интегрирования T_{int} не должна превышать длительности одного (η) или нескольких ($m \times \eta$) шагов выборки. Если эта разность существует и постоянна на интервале интегрирования, мы говорим об ошиб-

ке задержки из-за погрешностей в определении длины базы интерферометра dB . Если отклик регулярно перемещается по каналам задержки на интервале интегрирования, мы говорим о погрешности скорости изменения длины базы dB/dt и, если присутствует ошибка в ускорении изменения длины базы, происходит перемещение по каналам и ослабление (замывание) отклика. В этом случае мы говорим о погрешности ускорения в каналах шириной $1/2T_{int}$ на интервалах частот интерференции $\pm 1/\eta$, где T_{int} , как и выше, – полное время интегрирования в сеансе наблюдений.

В общем случае задержку можно представить рядом Тейлора:

$$\tau(t) = \tau(t_0) + [\dot{\tau}(t_0) + \Delta\dot{\tau}(t_0)](t - t_0) + \frac{1}{2}[\ddot{\tau}(t_0) + \Delta\ddot{\tau}(t_0)](t - t_0)^2 + \dots, \quad (1)$$

где t_0 – начало скана; $\Delta\dot{\tau}$ и $\Delta\ddot{\tau}$ – рассчитываются по априорным данным: координатам наземной станции и координатам КРТ; $\Delta\dot{\tau}$ и $\Delta\ddot{\tau}$ – погрешности моделируемой задержки. Ограничиваясь в (1) только членами 1-го и 2-го порядков, можно записать следующее неравенство:

$$\dot{\tau}T_{int} + \frac{1}{2}\Delta\ddot{\tau}T_{int}^2 < \frac{1}{2\Delta f}, \quad (2)$$

где $T_{int} = (t - t_0)$.

Таким образом, можно воспользоваться неравенством (2) для оценки допустимых погрешностей по $\Delta\dot{\tau}$ и $\Delta\ddot{\tau}$ и, соответственно, по скорости dB/dt и ускорению dB/dt^2 .

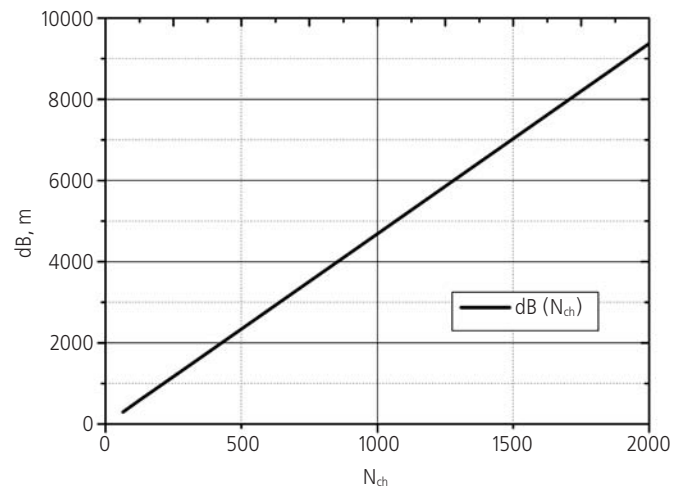
Тогда допустимые погрешности для начального значения длины базы можно получить из тривиального неравенства $dB(t_0)/c = \Delta\tau(t_0) \leq 1/2\Delta f$.

Для повышения вероятности обнаружения корреляции берется такое количество каналов N_{ch} по задержке шириной $1/2T_{int}$ каждый (задается интервал погрешности длины базы – dB) и $1/2T_{int}$ по частоте интерференции (задается интервал погрешности по скорости КА – dB/dt), чтобы перекрыть ошибки координат и скорости КРТ. Результирующие ограничения можно оценить с помощью соответствующих неравенств для длины базы, скорости и ускорения:

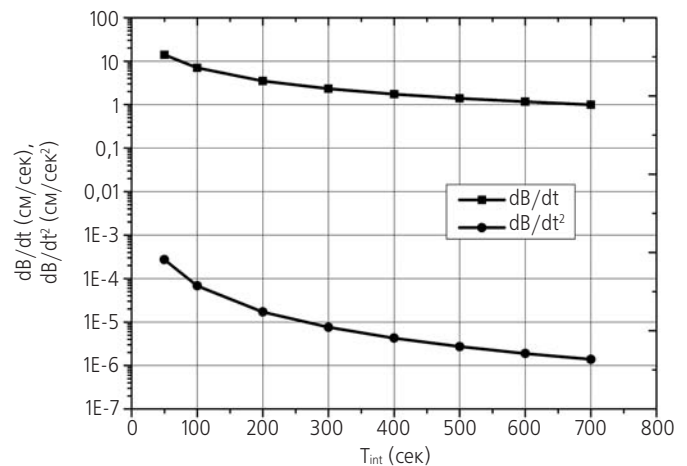
$$dB < \frac{0.25 * N_{ch}^{del} * c}{\Delta f}, \quad N_{ch}^{del} - \text{количество каналов по задержке}; \quad |dB/dt| < \frac{N_{ch}^{fr} * c}{2 * T_{int}^2 * f_0}, \quad N_{ch}^{fr} - \text{количество каналов по частоте интерференции}; \quad |dB/dt^2| < \frac{c}{2 * T_{int}^2 * f_0},$$

с $\approx 3 * 10^{10}$ см/сек, скорость света.

На рисунках 3, 4 приведены зависимости этих ограничений от времени интегрирования T_{int} при полосе пропускания $\Delta f = 16$ МГц в проекте «РАДИО-АСТРОН» на частоте 22 ГГц (поправка к частоте интерференции $\Delta\dot{\tau}$ содержит не только ошибку в скорости КРТ, но и ход местных часов от H -мазера).



рисунки 3. Погрешность длины базы в зависимости от количества каналов по задержке N_{ch}

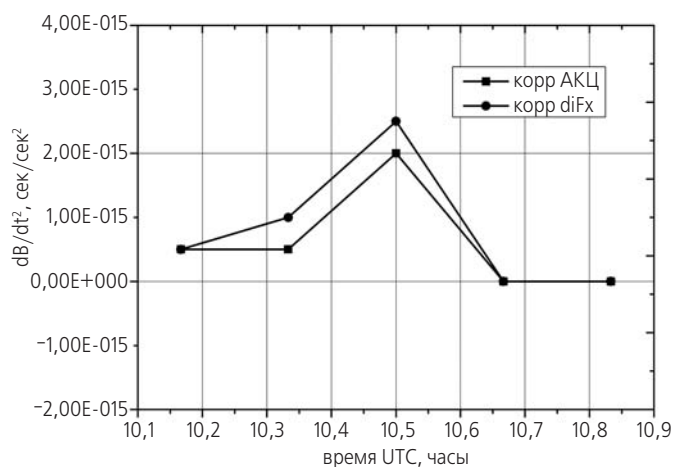


рисунки 4. Допустимые погрешности по скорости (dB/dt) и ускорению (dB/dt^2) в зависимости от времени интегрирования, $N_{ch} = 1024$

3. Выбор параметров поиска корреляции. Достоверность

Качественные показатели корреляционной обработки в существенной мере определяются выбором параметров обработки, обеспечивающих сохранение когерентности волновых фронтов в пунктах интерферометра и тем самым, роста отношения сигнал/шум (SNR) при увеличении времени интегрирования. В нашем случае SNR – это отношение амплитуды коррелированного отклика S к средней амплитуде шумового фона N в локальной области определения dB/dt . Время когерентного накопления, при котором SNR достигает максимума, ограничивается фазовой нестабильностью аппаратуры и H -мазера, атмосферными флуктуациями фазы для земной станции. Коэффициент корреляции считается значимым при $SNR > 12$.

Этот метод «Поиска параметров задержки» на интервале одиночного скана наблюдений используется в регулярной обработке группой «*FX АКЦ*» и показывает совпадающие в пределах ошибок результаты при обработке группой «*diFx АКЦ*». В качестве примера на рисунке 5 показаны соответствующие значения остаточного ускорения $\Delta \ddot{\tau}$, полученные в результате корреляции на базе интерферометра «РАДИОАСТРОН» – Аресибо. Разница в оценках 2-й производной задержки (ускорения), полученных на *FX* корреляторе АКЦ (нижняя кривая) и корреляторе *diFx* (верхняя кривая), составляет $<5 \times 10^{-16}$ сек/сек², что соответствует линейному ускорению около 1.5×10^{-5} см/сек².



рисунк 5. Сравнение результатов обработки на двух корреляторах

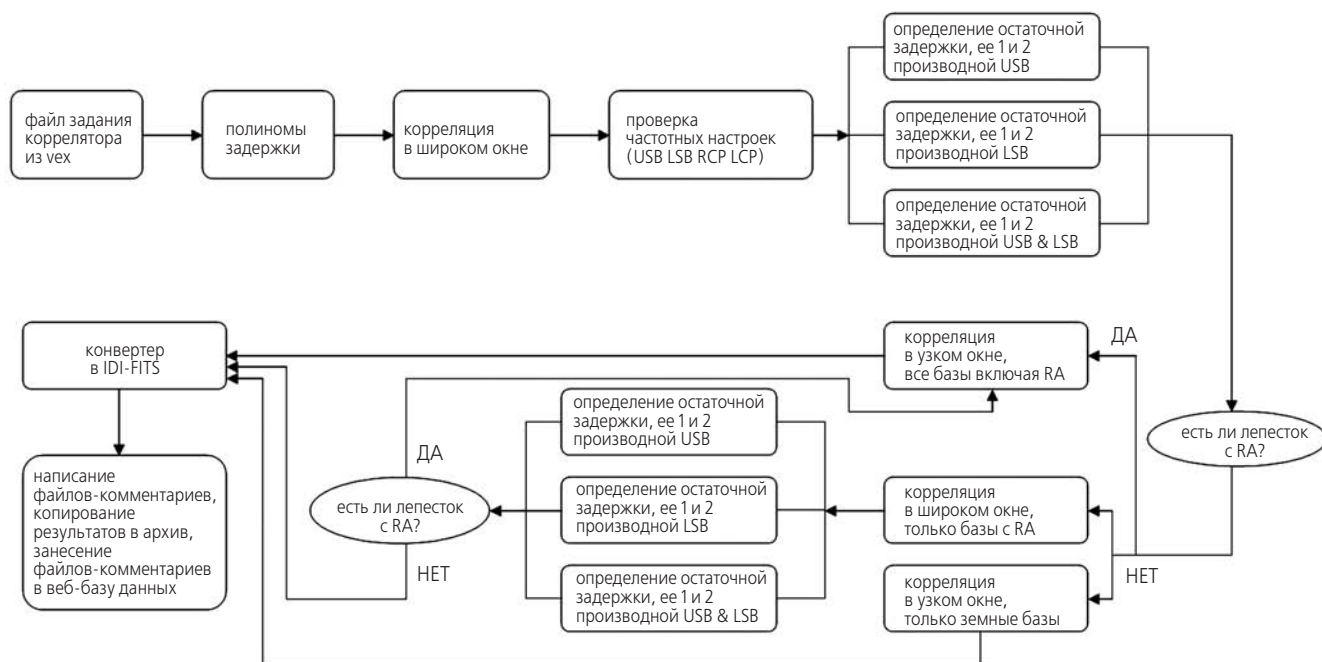
4. Описание процесса обработки

На рисунке 6 приведена диаграмма последовательности операций на примере обработки сеанса наблюдений источника непрерывного спектра на космическом интерферометре «РАДИОАСТРОН – Земля».

Окончательные результаты корреляции записываются в выходной банк данных проекта «РАДИОАСТРОН» в форматах *UVX* и *IDI FITS* для последующего использования в приложениях астрофизической интерпретации (*ASL*, *AIPS*, *PIMA*, *CASA* и др.).

Обработка мазерных наблюдений проекта «РАДИОАСТРОН» отличается от обработки источников непрерывного спектра требованиями высокого спектрального разрешения в более узкой полосе частот по сравнению с исходным спектром шириной 16 МГц.

Коррелятор АКЦ имеет несколько режимов обработки пульсаров. Для детектирования импульсов используется ряд процедур, направленных на улучшение отношения сигнал–шум: коррелятор способен интегрировать только моменты времени, соответствующие окну импульса в среднем профиле пульсара; реализована компенсация разницы времен прихода импульсов на различных частотах за счет дисперсии в межзвездной среде по методу некогерентной дедисперсии (*Voute J.L.L. et al., 2002*). Помимо этого, коррелятор способен производить поиск и корреляцию гигантских импульсов.



рисунк 6. Диаграмма этапов обработки сеанса наблюдений на космическом интерферометре «РАДИОАСТРОН – Земля»

5. Вычислительный кластер коррелятора. Производительность

Вычислительный комплекс состоит из управляющего узла и десяти вычислительных узлов. Из них пять узлов работают как кластер и еще пять узлов используются в режиме рабочих станций. К каждому из выделенных для рабочих станций узлов подключен локальный жесткий диск. Локальные жесткие диски используются как для того, чтобы разнести потоки записи нескольких одновременно работающих задач, так и для максимальной разгрузки сети от потоков данных, связанных со вторичной обработкой (поиск лепестка).

Средняя производительность корреляционной группы АКЦ ФИАН, действующей по вышеизложенному алгоритму, достигает 50 типовых сеансов в неделю, что превосходит скорость проведения наблюдений по проекту «РАДИОАСТРОН» (100–120 экспериментов в месяц). Типовой сеанс длится около 60 мин, наблюдается один источник в двух частотных диапазонах, при этом в каждом диапазоне присутствуют две–четыре наземные станции. Таким образом, темп корреляционной обработки данных является достаточным для всех текущих наблюдений в проекте «РАДИОАСТРОН».

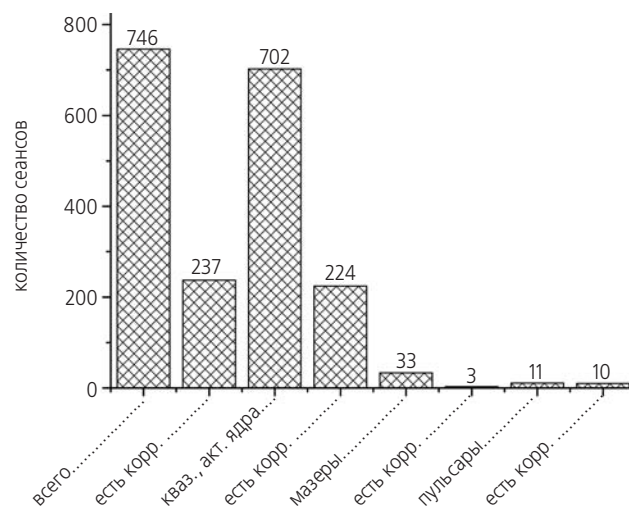
6. Статистические выводы по текущим результатам корреляционной обработки

Продолжающийся с ноября 2011 года по настоящее время период активного существования наземно-космического интерферометра «РАДИОАСТРОН» с точки зрения категорий сеансов, требующих корреляционной обработки разбит, на несколько календарных этапов:

- XI.2011 – II.2012 (Программа поиска лепестков);
- II.2012 – VI.2013 (Ранняя научная программа);
- VII.2013 – VI.2014 (Ключевая научная программа, цикл АО-1);
- VII.2014 – настоящее время (Ключевая научная программа, цикл АО-2).

Из рисунка 7 следует, что в результате корреляционной обработки сеансов, выполненных с ноября 2011 года по апрель 2014 года, обработано:

- 702 сеанса наблюдений квазаров и активных ядер галактик; из них корреляция обнаружена в 224 сеансах, в 32 сеансах отсутствовала качественная поддержка наземных станций, и для них отсутствовали данные;
- 33 сеанса наблюдений мазерных источников (в спектральных линиях H_2O и OH); корреляция обнаружена в трех сеансах;
- 11 сеансов наблюдений пульсаров, корреляция обнаружена в 10 сеансах. Результаты корреляции переданы в группу астрофизической интерпретации для дальнейшего анализа.



рисунки 7. Текущие результаты (апрель 2014 г.) корреляционной обработки данных проекта «РАДИОАСТРОН» коррелятором АКЦ

закключение

Рассмотренные в настоящей работе технические показатели и эксплуатационный потенциал программного коррелятора Астрокосмического центра ФИАН для проекта «РАДИОАСТРОН», а также получаемые в ходе летной эксплуатации космической обсерватории научные результаты корреляционной обработки свидетельствуют о перспективности его дальнейшего использования в проекте и в работах на существующих и планируемых наземных сетях РСДБ.

Проект «РАДИОАСТРОН» осуществляется Астрокосмическим центром Физического института им. П.Н. Лебедева РАН и НПО им. С.А. Лавочкина по контракту с Российским космическим агентством совместно с многими научно-техническими организациями в России и других странах.

список литературы

- Авдеев В.Ю. и др. Космическая миссия «РАДИОАСТРОН». Первые результаты // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 3. С. 4-21.
- Жаров В.Е. Основы радиоастрометрии. М.: Физический факультет МГУ, 2011. 278 с.
- Кардашев Н.С., Хартон В.В., Абрамов В.В., Авдеев В.Ю. и др. «РАДИОАСТРОН» – телескоп размером 300 000 км: основные параметры и первые результаты наблюдений // Астрон. ж. 2013. Т. 90, № 3. С.179-222.
- Шацкая М.В., Андрианов А.С., Гириин И.А., Исаев Е.А. и др. // Организация Центра Обработки Научной Информации для радиоинтерферометрических проектов // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 4. С. 346-350.
- Voote J.L.L. et al. Puma, a digital Pulsar Machine // A&A. 2002. 385. P. 733-742.

Статья поступила в редакцию 14.05.2014 г.

СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ РАДИОАСТРОНОМИЧЕСКИХ ДАННЫХ

К.Г. Белоусов¹,
kgbelousov@asc.rssi.ru;
K.G. Belousov

О.Б. Дронова¹,
odronova@asc.rssi.ru;
O.B. Dronova

DEVICE FOR RECORDING OF RADIOASTRONOMICAL DATA

С.Ф. Лихачев¹,
доктор физико-
математических наук,
slikhach@asc.rssi.ru;
S.F. Likhachev

А.В. Чибисов¹,
chibisov@asc.rssi.ru;
A.V. Chibisov

Описано устройство для записи и воспроизведения радиоастрономических данных – регистратор данных «РАДИОАСТРОНА» (РДР), разработанный и изготовленный в Астрокосмическом Центре ФИАН им. П.Н. Лебедева РАН. Регистраторы РДР успешно используются для записи и воспроизведения данных с орбитального космического радиотелескопа «РАДИОАСТРОН» – космической VLBI обсерватории. Регистратор обеспечивает запись данных со скоростью 512 Мбит в секунду с относительной ошибкой не хуже 10^{-5} .

Ключевые слова:
радиоастрономия;
VLBI.

This paper describes a device for recording and playback of radioastronomical data – the «RADIOASTRON» Data Recorder (RDR). The device is developed and assembled at the Astro Space Center of the Lebedev Physical Institute of RAS. The RDRs are successfully used to record and playback data from the orbiting radio telescope of the «RADIOASTRON» Space-VLBI observatory. The RDR system is able to record VLBI data at a rate of 512 Mbit/sec with a error rate of no worse than 10^{-5} .

Key words:
radio-astronomy;
VLBI.

ВВЕДЕНИЕ

В Астрокосмическом Центре ФИАН им. П.Н. Лебедева РАН разработан и успешно работает наземно-космический радиоинтерферометр со сверхдлинной базой. Радиоинтерферометр состоит из сети наземных радиотелескопов и космического радиотелескопа (Александров Ю.А., 2011; Alexandrov Yu.A. et al., 2012), установленного на российском космическом аппарате «СПЕКТР-Р». Космический радиотелескоп и широкая сеть наземных радиотелескопов (Австралийская сеть, Европейская сеть, Российская сеть, сети Америки и Японии) образовали уникальный научный прибор – наземно-космический интерферометр. Точность наблюдений интерферометра достигла абсолютного рекорда углового разрешения в мировой астрономии – 27 микросекунд дуги на длине волны 1,3 см. Одной из основных частей интерферометра является система регистрации и воспроизведения радиоастрономических данных.

В настоящее время развитие компьютерной техники позволяет осуществлять накопление/ввод данных по высокоскоростной шине и запись данных одновременно и параллельно на несколько жестких дисков. Это существенно повышает скорость записи и объем сохраняемых данных.

С момента запуска в 2011 году космической обсерватории «РАДИОАСТРОН» РДР работает на станции

приема сигнала в Пушчино. Благодаря оснащению этими регистраторами заработала станция приема сигнала «РАДИОАСТРОНА» в Green Bank (США, 2013). Кроме того, ведется подготовка к оборудованию регистраторами РДР станций приема в Южной Африке (Хартебишок). К настоящему времени изготовлено 20 комплектов РДР, которые работают на обсерваториях (помимо указанных) в Колязине (с 2011), в Бодарах, Светлом и Зеленчуке (сеть Квазар, с 2010), в Медвежьих Озерах (с 2013), в Евпатории (с 2011).

Параметры РДР превосходят систему регистрации S-2, первоначально запланированную для использования в проекте «РАДИОАСТРОН». Так, скорость записи данных РДР – до 512 Мбит/с, время непрерывной регистрации данных – 19 часов при записи потока от космического телескопа, объем записываемой информации – 9 Тбит, время непрерывного функционирования не ограничено.

В связи с тем, что основным регистратором, предназначенным для использования в проекте «РАДИОАСТРОН», планировалась система S-2, РДР обеспечивает совместимость систем по основным модам работы, параметрам входных/выходных цифровых сигналов. Это позволило безболезненно осуществить замену системы в комплексах радиообсерваторий и в центрах приема космических данных.

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

¹ Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН, Россия, г. Москва.

1. Назначение и технические характеристики РДР

Регистратор данных «РАДИОАСТРОНА» (РДР) является составной частью наземного комплекса контрольно-измерительной аппаратуры проекта «РАДИОАСТРОН» и предназначен для работы в составе центров приёма спутниковой информации и центров обработки радиоастрономических данных.

РДР регистрирует и воспроизводит радиоастрономические данные, поступающие от систем оцифровки аналоговых данных наземных радиотелескопов, декодеров линий передачи космических данных и систем регистрации данных S-2. РДР также способен анализировать данные, поступающие от источников сигнала: вычислять статистические характеристики, получать функцию автокорреляции и спектр мощности сигнала. Помимо этого, РДР проводит автономную проверку сигнального тракта аппаратуры, обеспечивает временную привязку зарегистрированных данных с использованием стандартов времени, установленных на радиообсерваториях. РДР может управляться автономно с терминала или удаленно посредством локальной сети.

Основные технические характеристики:

- поступление данных с тактовой частотой – до 32 МГц;

- установленная сетка частот – 4, 8, 16, 32 МГц;
- скорость регистрации данных – до 512 Мбит/секунду;
- время непрерывной регистрации данных – не менее 10 часов;
- объём записываемой информации – не менее 3–9 Тбайт в зависимости от применяемых дисков;
- число входных каналов для записи данных – 4, 8, 16;
- синхронизация – внешняя тактовыми сигналами до 32 МГц;
- система обеспечивает моды работы КРТ «РАДИОАСТРОН» и систем воспроизведения S2, приборов DAS;
- отношение числа ошибок чтения к числу бит данных – не хуже 10^{-5} ;
- временная привязка – секундными метками 1 Гц, тактовыми сигналами частотой 4, 8, 16, 32 МГц;
- габариты системного блока – 440×360×475 мм;
- питание – 220 В, 50 Гц;
- потребляемая мощность не более – 500 ВА;
- рабочая температура – $+25\pm 10^{\circ}\text{C}$;
- время непрерывного функционирования регистратора данных не ограничено;
- ресурс работы регистратора не менее 5000 часов.



рисунок 1. Регистратор данных «РАДИОАСТРОНА» (РДР)

2. Конструкция РДР

Конструирование регистратора велось в соответствии со следующими основными принципами:

- программно-аппаратная архитектура;
- модульное построение аппаратной части.

Регистратор данных выполнен в виде компьютерного системного блока типа Middle Tower или промышленного компьютера с интегрированным массивом HDD на базе материнской платы персонального компьютера с процессором Intel с операционной системой (ОС) Windows XP и дополнительными электронными модулями (рисунок 1). Функции электронных модулей – прием, преобразование, хранение и воспроизведение цифровых данных. Модули выполнены в стандарте Евромеханика (плата типа А) и установлены в мини-крейт. Мини-крейт также выполнен в стандарте Евромеханика и вмещает до пяти модулей (стандартно установлены три модуля).

Связь между модулями происходит по шине PCI для интерфейсных плат, работающих в стандарте PC. Связь в крейте осуществляется по 32-битной шине данных и 4-битной шине управления, доступных для компьютера через плату цифрового ввода/вывода данных. Взаимодействие с оператором РДР осуществляется посредством монитора, клавиатуры и мыши, а также интерфейса ОС Windows XP.

Управление регистратором в нескольких режимах:

1. В ручном режиме.
2. По программе наблюдений, созданной во встроенном редакторе.

3. По текстовой программе наблюдений в формате регистратора РДР и формате «vex».

4. По сети Ethernet от управляющего компьютера станции приема информации или обсерватории.

Каждый проведенный сеанс записи анализируется на проверку статистики записанных данных, и результаты фиксируются в log-файле.

В состав программного обеспечения регистратора входит программа анализа спектра, которая позволяет строить спектр мощности и автокорреляционную функцию сигнала. Спектр может иметь разрешение от 256 до $5 \cdot 10^5$ точек и время накопления – до 1 сек. Для обработки небольших блоков данных (1–10 сек) создан программный коррелятор, позволяющий проводить кросскорреляционную обработку однобазовых экспериментов прямо на регистраторе. Также создана программа для проведения автономной проверки сигнального тракта аппаратуры.

3. Структурная схема РДР

Структурная схема РДР показана на рисунке 2. Ключевым элементом РДР является материнская плата с предустановленным программным обеспечением (ПО). В слоты PCI установлены плата Ethernet (100/1000 Мбит/с) для подключения к локальной сети и контроллер цифрового ввода-вывода Adlink PCI-7300b для высокоскоростного ввода радиоастрономических данных. Плата Adlink PCI-7300b шлейфовым кабелем подключена к мини-крейту, в котором установлены модуль пре-

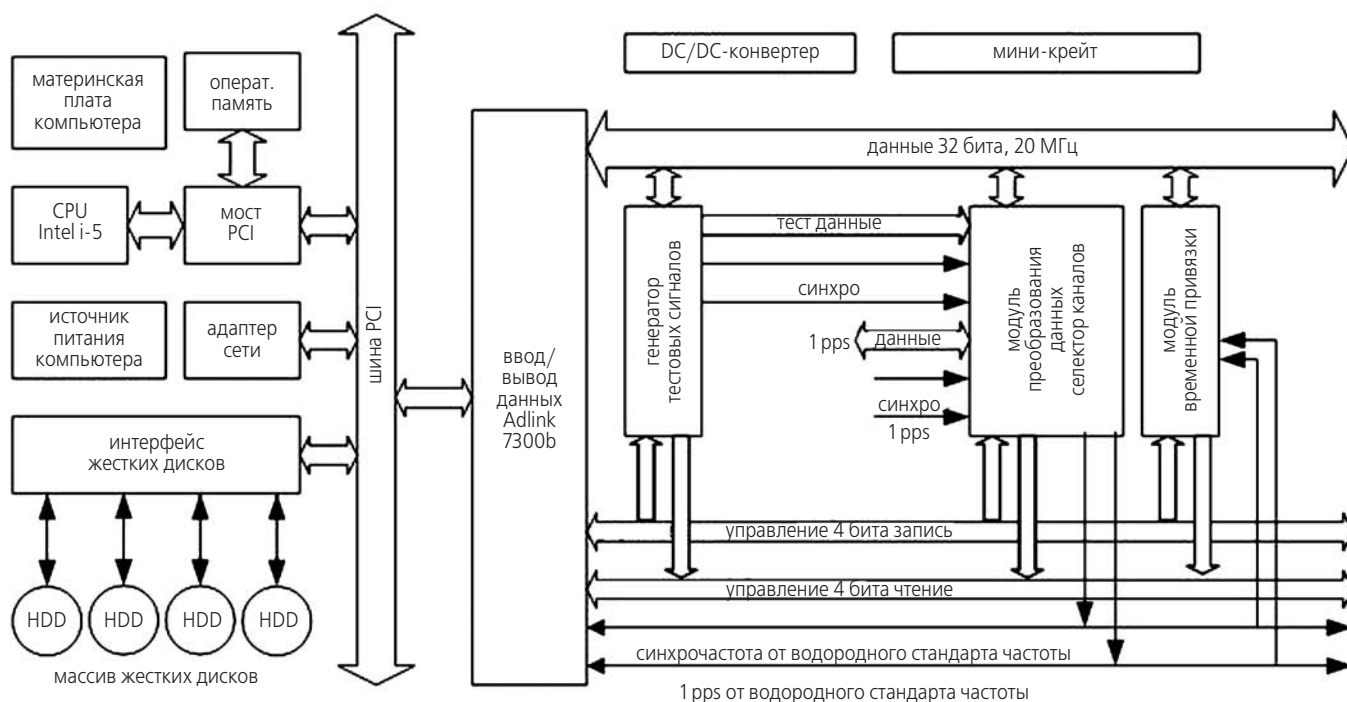


рисунок 2. Структурная схема РДР

образования данных (МПД) и модуль временной привязки (МВП). Питание крейта осуществляется от блока питания (БП) системного блока, а также от дополнительного DC/DC-конвертера (-5.2 В). На плате МПД смонтированы входные преобразователи уровней ЭСЛ/ТТЛ, программируемая логическая матрица (ПЛМ), на которой реализованы селектор каналов и преобразователь форматов. Преобразователи уровней ЭСЛ/ТТЛ выполняют роль приемников входных дифференциальных сигналов радиоастрономических данных. Селектор каналов производит выбор канала приема данных. Разрядность входных данных – 4, 8 и 16 каналов. Данные синхронизированы сигналом 32 МГц и секундным импульсом 1PPS. Преобразователь форматов переводит входные сигналы во внутренний 32-битовый формат.

Блок временной привязки обеспечивает временную синхронизацию записи данных с секундными импульсами 1PPS и синхросигналом, сопровождающим поступающие данные. МВП имеет функцию установки времени UTC в секундах, ведет счет времени, считывает текущее время для коррекции и определения моментов старта записи. Регистратор синхронизирует работу или от импульсов 1PPS, поступающих от водородного стандарта частоты, или по сети Ethernet от сервера времени по сигналам GPS.

Генератор тестовых сигналов генерирует непрерывную заданную последовательность цифровых 16-битных сигналов.

4. Общий принцип работы РДР

Сигналы радиоастрономических данных по 50-жильному ленточному кабелю поступают на вход МПД. Кабель состоит из 25 неэкранированных 100-омных витых пар, 16 из которых используются для передачи собственно данных, одна – для передачи синхросигнала двойной тактовой частоты (до 32 МГц) и еще одна пара передает секундную метку. Остальные пары служат для экранирования и передачи нулевого потенциала. Каждая сигнальная пара передает симметричный дифференциальный сигнал в уровнях ЭСЛ и согласовывается в МПД при помощи безындукционного резистора сопротивлением 100 Ом. Экранирующие пары соединены в МПД с общим проводом. В МПД поступающие ЭСЛ-сигналы преобразуются в уровни ТТЛ, а их входной 16-битный формат приводится к 32-битному компьютерному формату. Далее, по сигналам тактовой частоты и секундной метки при помощи МВП производится

привязка принимаемых данных к астрономическому времени. Преобразованные и привязанные ко времени радиоастрономические данные в сопровождении сигналов синхронизации и подтверждения передаются по внутреннему ленточному кабелю на вход платы цифрового ввода/вывода Adlink PCI-7300b, находящейся в режиме ввода. В Adlink PCI-7300b поступающие на вход 32-разрядные данные через буферные регистры, FIFO и PCI-мост передаются на шину PCI, откуда по прямому доступу без участия центрального процессора (ЦП) пересылаются непосредственно в оперативную память компьютера. После заполнения очередного блока оперативного запоминающего устройства (ОЗУ) контроллер Adlink PCI-7300b вызывает прерывание ЦП, по которому заполненный блок ОЗУ записывается на HDD в заданном формате RDF в файловой системе NTFS.

5. Обсуждение

Хотя скорость записи данных РДР в четыре раза меньше скорости американской системы записи MARK-6, у РДР есть ряд неоспоримых преимуществ, которые делают его, на наш взгляд, востребованным в современных системах приёма, записи и передачи радиоастрономических данных. Рассмотрим некоторые из них.

Во-первых, это совместимость по основным модам работы с канадской системой S-2. Известно, что многие российские пункты приема данных оснащены этой уже устаревшей системой записи. Замена S-2 на РДР, а также совместная их работа возможны без каких-либо технических проблем.

Во-вторых, это возможность передавать данные для обработки с различными скоростями. Известно, что не все российские пункты приема данных оснащены высокоскоростным и надежным Интернетом. Система РДР позволяет передавать данные как с высокой скоростью (до 800 Мбит/с), так и с низкой (от 30 Кб/с). Также передача данных для обработки возможна путем передачи диска с записью сеанса. Отметим, что система РДР обеспечивает бесперебойное поступление данных из обсерватории в Пушино (Подмосковье) в хранилище радиоастрономических данных в АКЦ ФИАН в Москве со скоростью до 800 Мбит/с.

В-третьих, это удобное программное обеспечение. Оно позволяет проверять сигнальный тракт аппаратуры, управлять регистратором в четырех режимах, проверять статистические и спектральные параметры записанных данных, регистрировать данные

с использованием стандартов времени, установленных на конкретной обсерватории. Отметим также, что переход от ленточной записи (система S-2) к записи на носитель с произвольной выборкой сильно упростил дальнейшую научную обработку, а именно стала ненужной такая часть коррелятора данных, как блок управляемой задержки. Это упрощение позволило создать встроенный в РДР программный коррелятор для обработки блоков данных от 1 до 10 секунд и проводить кросскорреляционную обработку однобазовых экспериментов прямо на регистраторе.

Программное обеспечение РДР может записывать данные в разных и широко применяемых форматах, что, в свою очередь, позволяет использовать стандартные средства как операционной системы Windows, так и других операционных систем. РДР имеет простой графический интерфейс и поэтому почти не требует обучения в эксплуатации. Для начала работы с регистратором достаточно тренировки в течение получаса.

И, в-четвертых, архитектура регистратора предусматривает дальнейшее развитие системы, как путём наращивания числа параллельно работающих блоков-регистраторов, так и через совершенствование самих блоков. Конструкция регистратора дает возможность встроить в регистратор цифро-аналоговые преобразователи, видеоконвертер, декодер высокоинформативного радиоканала. Возможно увеличение числа HDD, работающих в системе, до шести штук.

Рассмотрим вопрос надежности работы РДР. В настоящее время регистратор РДР протестирован во многих наземных экспериментах и более двух с половиной лет принимает данные от космического телескопа «РАДИОАСТРОН». С 27 сентября 2011 года проводятся наблюдения различных астрономических объектов при работе «РАДИОАСТРОНА» в режиме одиночного радиотелескопа. Сделаны наблюдения (Литовченко И.Д. и др., 2012; Alexandrov Yu.A. et al., 2013) остатка Сверхновой Кассиопеи-А, наблюдения Юпитера, Луны, Крабовидной туманности, сейфертовской галактики 3С 84 и квазаров 3С 273 и 3С 279, а также наблюдения космических мазеров и пульсаров. Квазар 0212+735 стал первым объектом для испытания радиointерферометра «Космос – Земля» (15.11.2011). Этот квазар был специально отобран для интерферометрических испытаний на основе предварительной информации о яркости объекта, полученной на системе VLBA Национальной радиоастрономической обсерватории США. В наблюдениях участвовали

несколько наземных РСДБ-установок: телескопы российской системы «Квазар» Института прикладной астрономии РАН, телескоп «Эффельсберг» (Германия), а также антенна под Евпаторией (Крым, Национальный центр управления и испытаний космических средств). Антенна начала работать как РСДБ-станция после того, как аппаратуру (и в частности, регистратор РДР) поставил АКЦ ФИАН. «Лепестки» были найдены со всеми участвовавшими в эксперименте телескопами. Это позволяет сделать вывод, что космический радиointерферометр «РАДИОАСТРОН», и в частности система регистрации данных РДР, работает исправно.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Регистратор РДР может быть использован в качестве устройства для записи и воспроизведения радиоастрономических данных в составе наземных радиотелескопов, центров приёма спутниковой информации и центров обработки радиоастрономических данных. Два года работы на станции в Пущино подтвердили надежность РДР, а успехи радиointерферометра «Космос – Земля» показали его совместимость с другими системами регистрации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Александров Ю.А., Андреев В.В., Бабакин Н.Г. и др. РАДИОАСТРОН (Проект «СПЕКТР-Р») – радиотелескоп много больше Земли. Основные параметры и испытания // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 11-18.

Kardashev N.S., Khartov V.V., Abramov V.V. et al. «Radioastron» – A Telescope with a Size of 300 000 km: Main Parameters and First Observational Results // Astronomy Reports. 2013. V. 57. P. 153-155.

Литовченко И.Д., Алакоз А.В., Костенко В.И. и др. Наблюдение мазера ОН в источнике W3(ОН) с использованием Российской интерферометрической сети «Квазар» в рамках подготовки научных наблюдений космической миссии РАДИОАСТРОН // Тезисы конференции молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования». М.: ИКИ РАН, 2012. С. 53-55.

Alexandrov Yu.A., Andreyanov V.V., Babakin N.G. et al. Radioastron (Spectr.R Project) – A Radio Telescope Much Larger than the Earth: Main Parameters and Prelaunch Tests // Solar System Research. 2012. V. 46, № 7. P. 458-465.

Статья поступила в редакцию 14.05.2014 г.

РАЗВИТИЕ ЦЕНТРА ОБРАБОТКИ НАУЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРОЕКТА «РАДИОАСТРОН»

М.В. Шацкая¹,
кандидат физико-
математических наук,
mshatsk@asc.rssi.ru;
M.V. Shatskaya

С.Ф. Лухачев¹,
доктор физико-математических
наук, slikhach@asc.rssi.ru;
S.F. Likhachev

А.А. Абрамов¹,
alexei@asc.rssi.ru;
A.A. Abramov

С.И. Селиверстов¹,
seliver@asc.rssi.ru;
S.I. Seliverstov

DEVELOPMENT OF DATA PROCESSING CENTER OF «RADIOASTRON» PROJECT

И.А. Гурин¹,
igirin@asc.rssi.ru;
I.A. Guirin

Н.А. Федоров¹,
nikolai_fedorov@asc.rssi.ru;
N.A. Fedorov

В.И. Костенко¹,
кандидат физико-
математических наук,
vkostenko@asc.rssi.ru;
V.I. Kostenko

Рассмотрены вопросы создания, модернизации и эксплуатации Центра Обработки Научной Информации для проекта «РАДИОАСТРОН». Проанализированы методы повышения производительности и наращивания объема хранилища информации при сборе и обработке высокоскоростных цифровых потоков данных в глобальном проекте. Показатели работоспособности во многом обеспечиваются рациональной организацией структуры вычислительного комплекса и сетевого взаимодействия, передачи, хранения и обработки больших объемов информации. Основными компонентами созданного ЦОНИ являются вычислительный кластер производительностью 1 ТФ/с и хранилище информации объемом около 5 ПБ.

Ключевые слова:

РСДБ; центры обработки данных;
радиоинтерферометрия;
системы хранения данных;
передача информации;
высокопроизводительные компьютеры; кластеры.

ВВЕДЕНИЕ

Проект «РАДИОАСТРОН» является наземно-космическим комплексом РСДБ (радиоинтерферометром со сверхдлинной базой), состоящим из космического радиотелескопа диаметром 10 метров, размещенным на космическом аппарате «СПЕКТР-Р», и глобальной наземной сети РСДБ. Проект «РАДИОАСТРОН» был разработан и успешно реализован в Астрокосмическом центре Физического института им. П.Н. Лебедева (АКЦ ФИАН) (<http://www.asc.rssi.ru/radioastron/rus/index.html>) при поддержке и участии Российского космического агентства. Запуск КА «СПЕКТР-Р» состоялся 18 июля 2011 года.

In this paper questions of development, modernization and operation of a Data Processing Center for «RADIOASTRON» project are reviewed. Analyzed methods of increasing performance and the volume of information storage during collection and processing of high-speed digital data flows in a global project.

Performance indicators are provided rational organization structure computer system and networking transmission, storage and processing of large volumes of information.

The main components of created DPC are computing cluster with performance 1 TF/s and information storage with capacity about 5 PB.

Key words:

VLBI; data processing center;
radiointerferometry;
storage;
data transferring;
high performance computer; clusters.

Научная задача проекта «РАДИОАСТРОН» состоит в получении изображений, измерении координат и угловых перемещений различных объектов Вселенной с исключительно высоким угловым разрешением порядка 10^{-6} угловой секунды дуги (Кардашев Н.С., Хартов В.В., Абрамов В.В. и др., 2013; Авдеев В.Ю., Алакоз А.В., Александров Ю.А. и др., 2012).

Поскольку наземно-космический интерферометр «РАДИОАСТРОН» состоит из большого количества радиотелескопов (от трёх до десяти), получающих информацию одновременно в виде высокоскоростных цифровых потоков данных, то довольно трудно пред-

¹ Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН, Россия, г. Москва.

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

ставить работу такого проекта без привлечения современных компьютерных технологий. С точки зрения эффективности обработки и получения надежных научных результатов, их роль здесь является ключевой. Поэтому создание и организация центра обработки научной информации (ЦОНИ) в проекте «РАДИОАСТРОН» является одним из основных приоритетов.

С момента запуска радиотелескопа на орбиту ЦОНИ проекта «РАДИОАСТРОН» претерпел значительные изменения. Интерес к проекту во всем мире, и, как следствие, увеличение длительности сеансов, запуск дополнительной станции слежения в США и увеличение количества наземных радиотелескопов, участвующих в наблюдениях, привели к лавинообразному увеличению объема научных данных (до двух петабайт в год). В результате возросли потоки информации с 200 Мбит/с до 1 Гбит/с, а также сопутствующий объем вычислительных работ и анализа данных. Далеко не все детали предстоящей обработки можно было предусмотреть заранее при организации центра обработки перед запуском. По этим причинам на сегодняшний день ЦОНИ представляет собой динамичную, масштабируемую систему, изменяющуюся вслед за возрастающими потребностями проекта.

1. Системы обеспечения работоспособности и безопасности ЦОНИ

ЦОНИ – это отказоустойчивая централизованная система взаимосвязанных программных и аппаратных компонентов, предназначенная для сбора, надежного хранения, обработки и распространения информации.

Создание любого центра обработки начинается с организации систем обеспечения работоспособности и безопасности, подготовки помещения, расчета и подключения энергопитания, оценки тепловыделения, необходимой производительности по холоду для кондиционеров.

Современное высокотехнологичное вычислительное и телекоммуникационное оборудование чувствительно к самым незначительным изменениям окружающей среды. Обязательным условием обеспечения его нормальной работоспособности является поддержание строго определенных температурных режимов и уровня влажности, поэтому центр обработки оснащен современной системой кондиционирования и вентиляции, подключенных по схеме N + 1. В случае выхода одного кондиционера автоматически включается другой. Для серверов организована система бесперебойного электропитания, которая исключает потерю данных в случае пропадания или скачков электроэнергии, обрыва одной или нескольких жил питающих кабелей.

Не меньшую важность для обеспечения функционирования ЦОНИ имеют системы мониторинга состояния оборудования и видеоконтроля помещения. Система мониторинга позволяет осуществлять контроль состояния инженерных систем в режиме реального времени, оперативное управление оборудованием. При этом все функции по управлению инженерными системами доступны по средствам пользовательского интерфейса.

Для защиты от несанкционированного доступа в помещение в ЦОНИ осуществляется видеоконтроль с помощью системы видеонаблюдения, которая позволяет визуально контролировать состояние оборудования и действие людей в помещении Центра.

Защита серверного помещения от пожара является важнейшей необходимостью. Внезапный пожар может за несколько минут уничтожить рабочее оборудование и хранящуюся на нем информацию. В условиях обилия электрической аппаратуры и компьютерной техники оптимальным вариантом является применение системы газового пожаротушения.

2. Задачи, решаемые центром обработки. Оперативный обмен служебной информацией

Центр обработки является центром сбора и распространения различной служебной информации, необходимой для организации проведения наблюдений наземными и космическим радиотелескопами, контроля работы бортовой аппаратуры, а также для обработки научных данных наблюдений.

Посредством FTP-сервера в ЦОНИ АКЦ ФИАН организован оперативный обмен данными между баллистическим центром (БЦ), центром управления полетом (ЦУП), научным центром планирования экспериментов (НЦПЭ), наземными станциями слежения (НСС) в Пушино и Green Bank (США), наземными радиотелескопами (РТ), рисунок 1.

Последовательность обмена данными и обобщенная процедура обработки может быть представлена в следующем виде:

- с борта космического аппарата по каналу ВИРК (высокоинформативный радиоканал) информация поступает на наземную станцию слежения (Пушино или Green Bank) со скоростью 144 Мб/с;
- со станции слежения в Пушино в ЦОНИ поступает телеметрическая информация, отчеты о работе станции слежения, информация о текущих сеансах и данные научных наблюдений. Телеметрия из Пушино доставляется в ЦОНИ в режиме on-line двумя способами: непосредственно со станции слежения и через НПО им. С.А. Лавочкина. В таком способе есть избыточность, но это повышает надежность доставки;



рисунок 1. Схема информационного обмена проекта «РАДИОАСТРОН»

- со станции слежения в Green Bank (США), находящейся в западном полушарии, нам передают информацию, аналогичную получаемой из Пущино. Доставка служебной информации идет достаточно оперативно, но не в режиме on-line, что обусловлено большим расстоянием и состоянием каналов связи;
- из БЦ центр обработки получает информацию о предсказанной и восстановленной орбите;
- из ЦУПа в режиме on-line в ЦОНИ поступает телеметрическая информация, где инженеры с помощью специального программного обеспечения могут просматривать и анализировать параметры бортовой аппаратуры;
- через FTP-сервер ЦОНИ идет интенсивный информационный трафик между группой планирования эксперимента, ЦУПом и наземными радиотелескопами, обеспечивающий корректное согласование всех вопросов планирования и проведения предстоящих научных сеансов.

Наземные радиотелескопы передают в ЦОНИ файлы протоколов (лог-файлы) прошедших сеансов и соответствующие научные данные.

Вся эта информация является необходимой для эффективной работы проекта, поэтому особые требования предъявляются к бесперебойности работы FTP-сервера, а также к защите его от несанкционированного доступа.

Для удобства использования служебной информации был создан внутренний веб-ресурс, являющийся описанием структуры FTP-сервера и содержания его папок и файлов.

Необходимо отметить, что указанная служебная информация занимает небольшой объем и составляет за два года работы менее 1 ТБ.

3. Передача научных данных со станции слежения, наземных радиотелескопов и их хранение

В отличие от служебной информации, данные наблюдений поступающие с космического и наземных телескопов, занимают объем 100 ГБ за 1 час наблюдений на одном наземном радиотелескопе.

Помимо космического радиотелескопа, в ЦОНИ проекта «РАДИОАСТРОН» собирается информация наблюдений со всех радиотелескопов наземной глобальной сети РСДБ. Непосредственно после запуска в экспериментах участвовало около 10 антенн. Однако, из-за огромного интереса к проекту «РАДИОАСТРОН» во всем мире, количество радиотелескопов растет. Сегодня наземная поддержка насчитывает около 40 телескопов (рисунок 2).

За первый год наблюдений (поиск лепестков) было собрано около 200 ТБ научных данных, за второй (ранняя научная программа) – около 300 ТБ. Третий год наблюдений – это первый год исследований по ключевой научной программе. Заявки на наблюдения поступили от 14 международных научных групп, что подразумевало около 4000 часов наблюдений космического радиотелескопа. В связи с этим было принято решение значительно расширить наше хранилище. По приблизительным расчетам, объем информации, который должен быть получен за третий год работы проекта, составляет около 2000 ТБ.

Все научные данные складываются в хранилище.

Из-за огромного объема наблюдательных данных (до нескольких петабайт в год) возникла необходимость уничтожения (стирания) «сырых» данных после корреляционной обработки для освобождения дискового пространства. В этом случае в будущем исключалась возможность повторно обрабатывать те же самые данные при изменении стратегии и методик научного анализа. Однако дополнительная оптимизация процесса обработки позволила найти ресурсы для создания глобальной процедуры архивирования всех поступающих в ЦОНИ данных проекта «РАДИОАСТРОН». Надежное хранение предполагает наличие, по крайней мере, двух копий информации, находящихся в разных помещениях. Благодаря такому подходу исследователи смогут изучать, совершенствовать методы обработки РСДБ экспериментов и эффективно получать научные результаты.

Хранение данных проекта «РАДИОАСТРОН» состоит из двух частей: хранение в режиме оперативного и отложенного доступа. Общий объем хранилища с оперативным доступом составляет на сегодняшний день около 800 ТБ, с отложенным доступом – 2000 ТБ на жестких дисках и 2000 ТБ на магнитных лентах.

Надежность хранения в хранилище с оперативным доступом достигается использованием RAID 6, имеющего высокую степень надежности – под контрольные суммы выделяется емкость двух дисков, рассчитываются две суммы по разным алгоритмам. Данная технология предполагает использование наборов дисков, доступных пользователям как один логический диск. На случай неисправностей дисковый массив содержит дополнительную емкость, обеспечивающую возможность восстановления данных.

Хранилище с отложенным доступом представляет собой совокупность жестких дисков (рисунок 3). На жестких дисках хранится первая копия всех научных данных.

Для создания второй копии на магнитных лентах используется ленточная библиотека. Конструкция библиотеки имеет возможность создания блоков из нескольких лент, горячей замены отдельных лент (емкостью 0.8 ТБ) с помощью загрузки/выгрузки магзинов с картриджами.

Каждый из способов хранения – на жестких дисках и магнитных лентах – имеет свои плюсы и минусы. Хотя жесткие диски менее надежны с точки зрения механических воздействий, но то, что они более бы-



GBT США



БАДАРЫ РОССИЯ



MEDICINA ИТАЛИЯ



НОТО ИТАЛИЯ



YEBES ИСПАНИЯ



EFFELSBURG ГЕРМАНИЯ



HART ЮАР



ARECIBO ПУЭРТО-РИКО



WESTERBORK НИДЕРЛАНДЫ



ZELENCHUK РОССИЯ



SVETLOE РОССИЯ



JODRELL BANK ВЕЛИКОБРИТАНИЯ

рисунок 2. Наземные радиотелескопы – наиболее активные участники проекта «РАДИОАСТРОН»



рисунок 3. Архив данных проекта «РАДИОАСТРОН» на жестких дисках

стрые и распространенные, делает их использование простым и доступным. Хранение информации на лентах более надежно, но они лучше подходят для архива редко запрашиваемых данных.

Количество сеансов наблюдений велико и в зимний период; когда на борту нет ограничений по Солнцу, оно превышает 100 в месяц. Для удобства пользователей информация о статусе доставки данных с различных телескопов для различных сеансов, о наличии данных в оперативном доступе или архиве отображается на внутреннем веб-ресурсе.

4. Состав и структура ЦОНИ

Изначально структура ЦОНИ была такой (рисунок 4): головной сервер, 10 серверов (100 процессорных ядер) – узлов кластера, система хранения данных, коммутаторы. После объединения серверов в кластер все оборудование было соединено сетью 10 Гб (Моримото Рэнд и др., 2009).

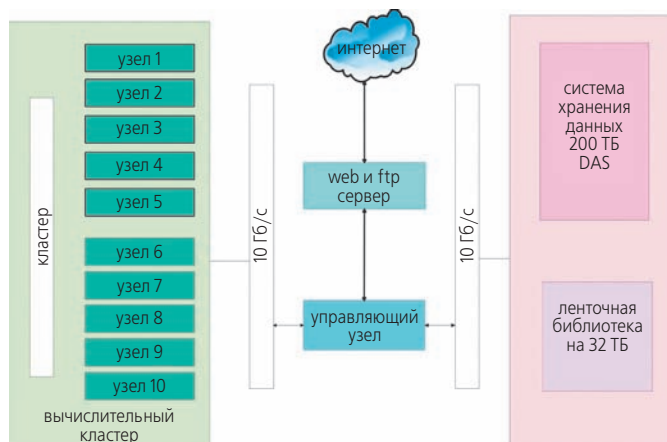


рисунок 4. Изначальная схема работы вычислительного комплекса и хранилища

Кластер – группа компьютеров, объединенная высокоскоростными каналами связи – с точки зрения

пользователя стал предоставлять собой единый аппаратный ресурс. Для вычислительных кластеров существенными показателями являются высокая производительность процессора в операциях над числами с плавающей точкой (flops), низкая латентность (задержка) объединяющей сети. Вычислительные кластеры позволяют уменьшить время расчетов по сравнению с одиночным компьютером, разбивая задание на параллельно выполняющиеся ветки, которые обмениваются данными по связывающей сети. Производительность созданного вычислительного кластера, подсчитанная программой Linpack, составляет 1 Тфлоп/с.

Серверы соединены друг с другом двумя сетями. Одна из сетей является частной (в литературе чаще всего упоминается как Private) для обмена MPI трафиком с пропускной способностью 10 Гбит/с. Это реализовано за счет использования специально оптимизированного для агрегации серверов центра обработки данных высокопроизводительного коммутатора Cisco. Вторая сеть, использующая интерфейс Gigabit Ethernet, является публичной (Enterprise). Она используется для управления серверами, хранилищем данных, а также для доступа с управляющего узла через удаленный рабочий стол к серверам кластера.

Хранилище данных изначально представляло собой систему хранения DAS, подключенную напрямую к головному серверу, и имело объем около 200 ТБ. В это хранилище собирались данные, и с него же производились выборка и обработка данных на кластере из 10 серверов.

В процессе реализации этой задачи возникли проблемы, которые тормозили процессы доставки, проверки, обработки и архивирования данных. При обращении к одним и тем же дискам возникали множественные конфликты, а также дополнительные аппаратные проблемы. В частности, узким местом оказался головной сервер. В процессе использования ЦОНИ неоднократно преобразовывался, расширялся, и в результате окончательной оптимизации была реализована конфигурация, представленная на рисунке 5. Внешний вид ЦОНИ показан на рисунке 6.

Здесь разделены процессы сбора, проверки информации, обработки и архивирования. После сеанса наблюдения начинается сбор данных в специальное хранилище емкостью 600 ТБ. Большинство телескопов передают данные достаточно оперативно в течение интервалов от трех дней до двух недель. Однако, из-за большого количества сеансов, человеческого фактора (ошибок), отсутствия на некоторых телескопах высокоскоростных каналов связи и других причин время доставки данных наблюдений может возрастать до 1.5 месяцев. С этого же хранилища осуществляется проверка доставки данных. Затем

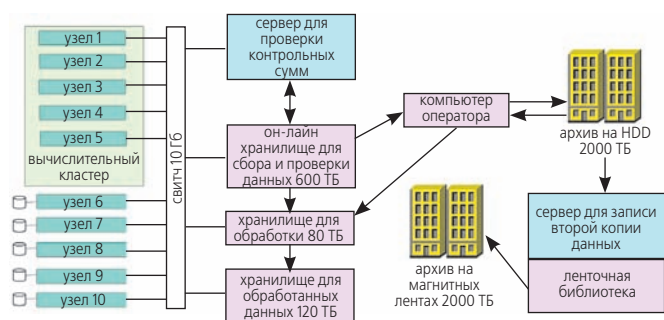


рисунок 5. Схема работы вычислительного комплекса и хранилища

данные через компьютер оператора переписываются на жесткие диски и магнитные ленты в хранилище с отсроченным доступом. Любое передвижение информации сопровождается проверкой контрольных сумм для гарантирования не только ее доставки, но и ее сохранности. Данные для научной обработки по запросу выкладываются в специальное хранилище, имеющее объем 80 Тб. Под результаты обработки выделена отдельная система хранения объемом около 120 Тб, доступная из внешнего мира. Такой способ работы с данными позволил избавиться от многих узких мест и увеличить скорость обработки научной информации.

Для исключения проблем с головным сервером пришлось отказаться от использования прямого подключения к нему хранилища (DAS). В итоге используются сетевые системы хранения данных (NAS). Отказоустойчивость системы хранения данных достигается путем использования двух резервируемых блоков питания с возможностью горячей замены.

Для оптимизации вычислительных мощностей кластер из десяти узлов изменен на кластер из пяти узлов, а оставшиеся пять узлов используются как отдельные серверы для подготовки к корреляционной обработке с обращением к локальным дискам (*Шацкая М.В. и др., 2013*).

5. Сетевая инфраструктура ЦОНИ

Передача больших массивов научной информации на значительные расстояния, а также доставка информации в режиме on-line предполагает наличие высокоскоростных каналов связи. На рисунке 7 показана схема ЦОНИ с такими внутренними и внешними каналами связи.

Для доставки телеметрии со станции слежения (Пушино) и из центра управления полетом в ЦОНИ были организованы специализированные линии оптической связи. Между станцией слежения в Пушино и ЦОНИ для экспресс-доставки научных данных организован выделенный канал с пропускной способностью 1 Гб/с. Фактически между регистрирующей аппаратурой в Пушино и ЦОНИ существует локальная сеть. Для этих целей было выбрано ком-

мутационное оборудование, позволяющее обеспечить необходимую пропускную способность каналов связи и надежность передачи информации на значительные расстояния. Дополнительное тестирование оптических линий подтвердило эти выводы.

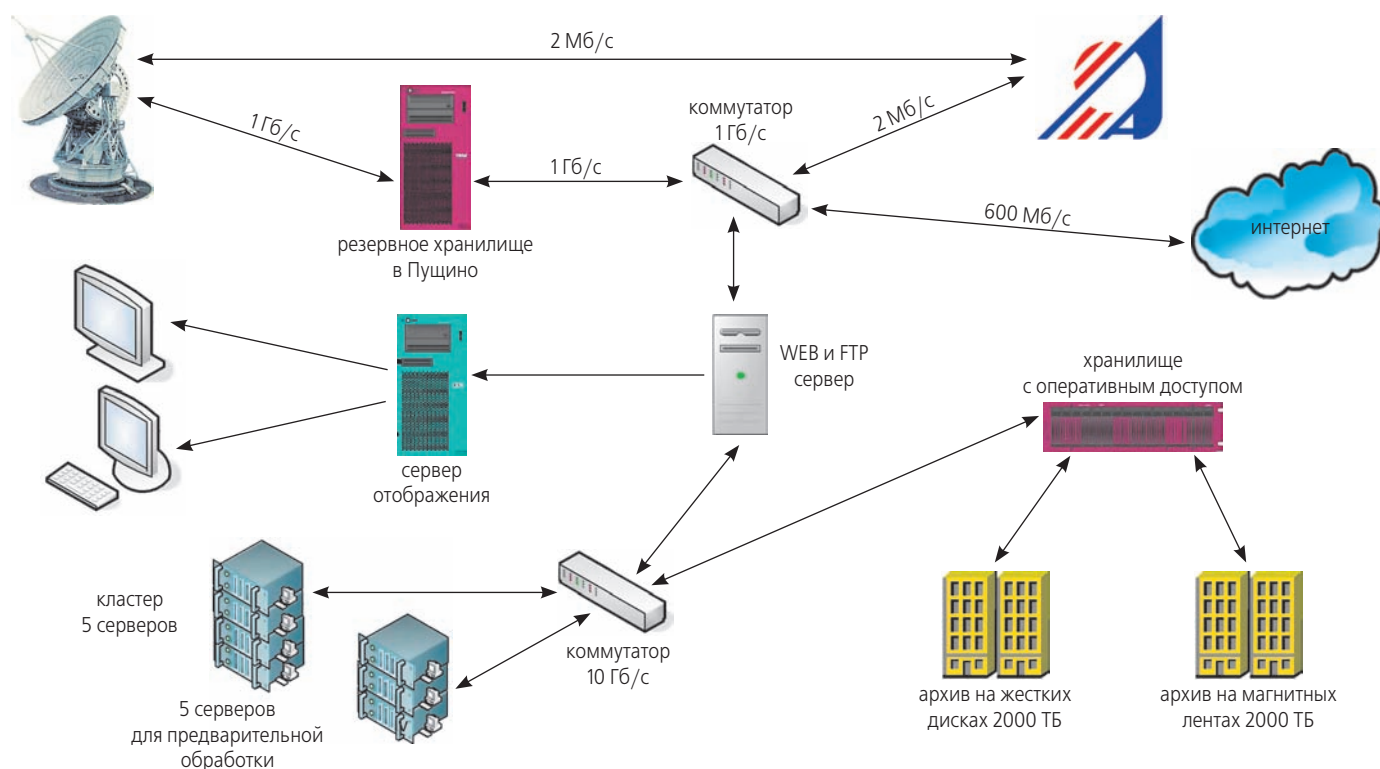
На этапе выполнения программ поиска интерференционных лепестков, ранней и ключевой научных программ данные наблюдений передавались и регулярно передаются через Интернет. Со всеми телескопами (их около 40) настроены надежные связи и выбраны соответствующие протоколы взаимодействия. Для эффективной передачи данных Интернет-канал был расширен с 50 до 600 Мбит/с. Здесь определенную роль сыграла территориальная близость международного центра коммутации. Скорости передачи с большинством абонентов имеют показатели, обеспечивающие качественное получение данных. Схема передачи активно использует многопоточность, что существенно облегчает увеличение скорости передачи информации.

В результате указанных модернизаций и настроек скорость передачи информации в ходе выполнения программы «РАДИОАСТРОН» ограничена не узким горлом на входе ЦОНИ, а текущим качеством Интернет-трафика вообще и каналом передачи до конкретного телескопа – в частности. Скорость передачи данных от конкретного телескопа зависит от времени суток, дня недели и прочих условий и может колебаться в широком интервале.

С территорий, где отсутствует доступ к высокоскоростным каналам связи, информация доставляется на дисках. Станция слежения в Грин Бэнке (США) из-за ее удаления от центров коммутации вначале доставляет данные на жестких дисках в г. Шарлоттсвилль (Charlottesville), а оттуда через Интернет в ЦОНИ. Здесь присутствует естественная задержка в получении данных. В настоящее время (декабрь, 2013) выполнена настройка оборудования и отладка механизма передачи для уменьшения задержки в доставке данных со станции слежения в Грин Бэнк.



рисунок 6. Внешний вид центра обработки проекта «РАДИОАСТРОН»



рисунки 7. Схема внутренних и внешних каналов связи

Для перекачивания больших объемов информации все компоненты ЦОНИ объединены 10 Гб-сетью с помощью высокопроизводительного коммутатора CISCO.

Созданная распределенная сетевая инфраструктура обеспечивает возможность высокоскоростной передачи для проекта «РАДИОАСТРОН» и в полной мере соответствует решению всех поставленных задач.

закключение

Для эффективного решения программы проекта «РАДИОАСТРОН» в ЦОНИ АКЦ ФИАН выполнены масштабные работы по созданию, наращиванию и оптимизации сетевых и вычислительных мощностей, увеличению объема и производительности хранилищ информации. Реализованная функциональность и надежная работоспособность комплекса позволяют осуществить качественный сбор, хранение и обработку научной информации с требуемой надежностью и необходимой скоростью. Поскольку в следующем проекте наземно-космической РСДБ, «Миллиметрон» (<http://millimetron.ru>) предполагаемая скорость передачи данных с космического аппарата будет составлять порядка гигабит в секунду, то объем данных, полученных в результате всего одного часа наблюдений в режиме РСДБ для проекта «Миллиметрон» будет составлять примерно один терабайт, что существенно больше того, что имеется в настоящее время для проекта «РАДИОАСТРОН». Исходя из этого, ЦОНИ для проекта «Миллиметрон» должен

представлять собой оптимизированный дата-центр, обладающий повышенной надежностью. Имеющийся опыт создания и эксплуатации ЦОНИ для проекта «РАДИОАСТРОН» в этом случае будет чрезвычайно полезен.

список литературы

Авдеев В.Ю., Алакоз А.В., Александров Ю.А. и др. Космическая миссия «РАДИОАСТРОН». Первые результаты // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 3. С. 4-21.

Кардашев Н.С., Хартов В.В., Абрамов В.В. и др. РАДИОАСТРОН – телескоп размером 300 000 км: основные параметры и первые результаты наблюдений // Астрономический журнал. 2013. Т. 90, № 3. С. 179-222.

Моримото Рэнд, Ноэл Майкл, Драуби Омар, Мистри Росс, Амарис Епис. Microsoft Windows Server 2008. Полное руководство: пер. с англ. М.: ООО «И.Д. Вильямс», 2009. 1392 с.

Шацкая М.В., Гири И.А., Исаев Е.А., Лихачев С.Ф., и др. Организация центра обработки научной информации для радиointерферометрических проектов // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 4. С. 346-350.

Shatskaya M., Abramov A., Guirin I., Isaev E. et al. Processing Center for Radioastron Project Hardware Optimization // Odessa Astronomical Publications. 2013. V. 26, Issue 2 (2013). P. 254.

Статья поступила в редакцию 14.05.2014 г.

НАЗЕМНЫЙ СЕГМЕНТ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ КА «СПЕКТР-Р»

С.В. Комовкин¹,
аспирант,
komovkin@laspace.ru;
S.V. Komovkin

И.Н. Мельников¹,
min@laspace.ru;
I.N. Melnikov

GROUND SEGMENT FOR «SPEKTR-R» SC FLIGHT CONTROL

К.В. Молчанов¹,
bogat@laspace.ru;
K.V. Molchanov

А.И. Калашников¹,
аспирант, aka@laspace.ru;
A.I. Kalashnikov

Статья посвящена изложению принципов построения и анализу опыта применения наземных средств управления космическим аппаратом при реализации миссии «РАДИОАСТРОН». Рассмотрена структура наземного сегмента, приведены основные задачи. Особое внимание уделено вопросам обеспечения высокой точности траекторных измерений, необходимой для выполнения задач целевого применения космического радиотелескопа в режиме радиоинтерферометрии. Сделаны выводы о целесообразности применения принципов построения и использования наземного сегмента управления КА «СПЕКТР-Р» в других проектах фундаментальных космических исследований.

Ключевые слова:
«РАДИОАСТРОН»; «СПЕКТР-Р»;
наземный сегмент управления;
наземная станция;
измерения текущих навигационных параметров.

The article focuses on design concepts and analysis of heritage of ground aids used for spacecraft control while implementation of «RADIOASTRON» mission. It reviews the structure of ground segment and denotes the main tasks and objectives. Special attention is paid to ensuring of trajectory measurements high accuracy necessary for intended application tasks performance of the space radio telescope in radio interferometry mode. It is concluded on practicability of applying design concepts and using ground control segment of «SPEKTR-R» SC for other projects of fundamental space researches.

Key words:
«RADIOASTRON»; «SPEKTR-R»;
ground control segment;
ground station;
measurements of current navigation parameters.

ВВЕДЕНИЕ

Наземный сегмент управления (НСУ), наряду с космическим аппаратом «СПЕКТР-Р» и наземным научным комплексом, является одним из основных элементов космической астрофизической обсерватории «РАДИОАСТРОН» (Авдеев В.Ю. и др., 2012). Ключевыми задачами НСУ в данном проекте являются управление полетом КА «СПЕКТР-Р» в интересах выполнения целевой функции и обеспечение высокоточного определения параметров движения КА для пространственно-временной синхронизации радиоинтерферометрических измерений космического и земных радиотелескопов. При этом вторая задача, т.е. высокоточное определение параметров движения КА, по праву может быть отнесена к категории научно-исследовательских задач, так как никогда ранее наземно-космические радиоинтерферометрические исследования не проводились. В ходе подготовки миссии предполагалось, что для решения задач радиоинтерферометрических измерений точность определения положения КА должна быть не хуже 600 метров, по скорости 20 мм/с.

1. Состав и задачи наземного сегмента управления

Созданный в ходе выполнения опытно-конструкторских работ наземный сегмент управления КА «СПЕКТР-Р» (НСУ-СР) представляет собой территориально-распределенный комплекс функционально-взаимосвязанных составных частей (аппаратных, технических и программных средств, средств связи, в том числе радиосвязи, и передачи данных), обеспечивающих управление космическим аппаратом на всех этапах полета.

Наземный сегмент управления обеспечивает выполнение трех групп задач:

- планирование полета КА с учетом задач целевого применения, подготовку, формирование, проверку на корректность (моделирование) и закладку на борт полетных заданий, баллистической информации и другой командной информации;
- прием с борта КА телеметрической информации о состоянии бортовых систем и комплексов;
- измерения текущих навигационных параметров КА с помощью средств радиоизмерений радиаль-

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

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

ной скорости и дальности, имеющихся в составе средств НСУ, а также дополнительных средств измерений (оптических и лазерных).

Основными элементами наземного сегмента управления являются:

- центр управления полетом НПО им. С.А. Лавочкина (Химки);
- командно-измерительная система (КИС) «Клен-Д» с АС П-2500 (Уссурийск);
- КИС «Кобальт-Р» с АС ТНА-1500 (Медвежьих Озера);
- баллистический центр ИПМ им. М.В. Келдыша РАН (Москва);
- телекоммуникации и средства связи.

Наземный сегмент управления функционирует в тесном взаимодействии с наземным научным комплексом по обмену информацией, необходимой для управления полетом КА «СПЕКТР-Р» в интересах реализации научных программ. Функциональная схема организации взаимодействия между средствами НСУ и с наземным научным комплексом представлена на рисунке 1.

Центральным звеном наземного сегмента управления является ЦУП-СР, который создан на базе комплексов взаимоувязанных аппаратно-программных средств, телекоммуникаций и средств связи с соответствующим специальным программным обеспечением и развернут в ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».

Взаимодействие центра управления полетом с космическим аппаратом «СПЕКТР-Р» осуществляется по радиопередачам с использованием КИС «Клен-Д» (Ус-

сурийск) и КИС «Кобальт-Р» (Медвежьих Озера) (*Наземный комплекс управления...*, 2012). Эти командно-измерительные системы обеспечивают радиосвязь с КА «СПЕКТР-Р» в С-диапазоне радиочастот на максимальной дальности до 360 тыс. км от Земли.

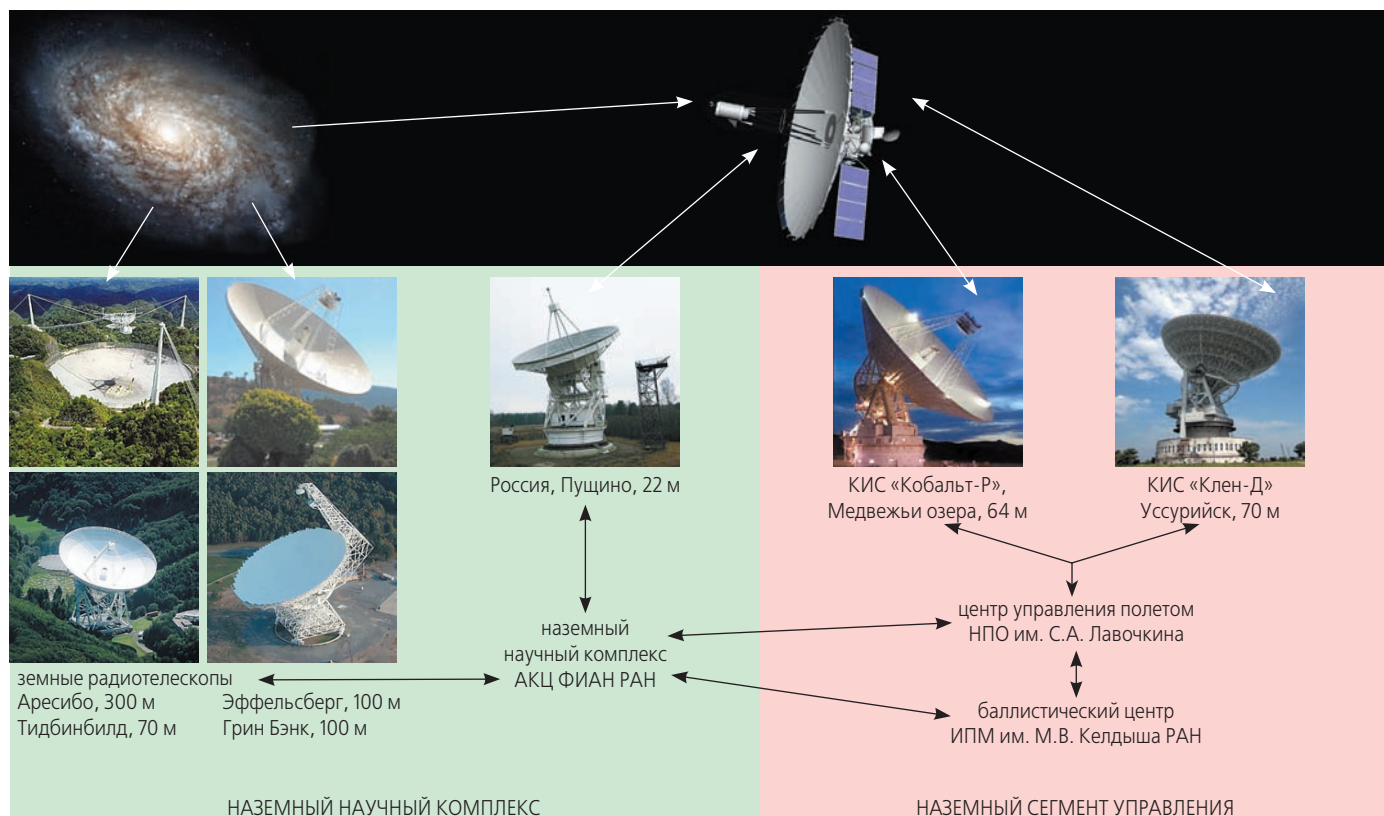
В качестве базовых радиотехнических бортовых и наземных средств для организации радиопередач «Земля – КА» и «КА – Земля» были выбраны проверенные и имеющие летную квалификацию радиотехнические средства ряда «Тамань-База», разработанные ОАО «Российские космические системы».

Для развертывания этих радиотехнических систем были использованы имеющиеся антенные системы для работы с космическими аппаратами в дальнем космосе:

- на базе антенной системы П-2500 с диаметром зеркала 70 м, расположенной в Уссурийске;
- на базе антенной системы ТНА-1500 с диаметром зеркала 64 м в Медвежьих Озерах.

Баллистический центр ИПМ им. М.В. Келдыша обеспечивает решение задач баллистико-навигационного обеспечения управления полетом КА «СПЕКТР-Р», проведения радиоинтерферометрических измерений и других научных экспериментов (*Заславский Г.С. и др.*, 2014).

Телекоммуникации и средства связи обеспечивают автоматизированный обмен информацией между составными частями НСУ и наземным научным комплексом, используя существующие общеупотребительные магистральные линии и каналы связи.



рисунк 1. Функциональная схема организации взаимодействия

2. Характеристики наземного сегмента управления

С момента отделения космического аппарата «СПЕКТР-Р» от разгонного блока функции управления осуществляет наземный сегмент управления.

На протяжении всего срока полета КА наземный сегмент управления успешно выполняет поставленные задачи как в период выполнения программы летных испытаний, так и на этапе выполнения научных наблюдений. Высокие результаты были получены благодаря оптимальному структурному построению наземного сегмента управления (с резервированием), реализации программ обеспечения надежности и безопасности, качеству и полноте наземной экспериментальной отработки основных элементов наземного сегмента управления.

Следует отметить, что в ходе реализации миссии «РАДИОАСТРОН» возникали различные нештатные ситуации различного уровня сложности как на борту КА, так и на наземных средствах. К числу таких негативных событий в части, касающейся наземных станций управления, можно отнести:

- неоднократное отключение электропитания на наземной станции Медвежьей Озера, что приводило к переносу или увеличению продолжительности проведения сеансов связи с КА;
- периодически возникающие ограничения по использованию антенной системы П-2500 в Уссурийске из-за сложных погодных условий (ураганного ветра скоростью свыше 20 м/с);
- отдельные случаи отсутствия связи с наземной станцией в Уссурийске из-за отказов на магистральных арендованных линиях связи;
- случаи выхода из строя оборудования АС П-2500 в связи с тем, что техническое состояние механической и электротехнической части антенны (находящейся в ведении Министерства обороны) находится в критическом состоянии и требует пополнения ЗИПом;
- отдельные случаи некачественного приема ТМИ на АС ТНА-1500 (до 70% сбоев) из-за эпизодически возникающих внешних радиопомех.

Другие элементы наземного сегмента управления (ЦУП и БЦ) функционировали без замечаний.

3. Особенности выполнения задач баллистико-навигационного обеспечения полета КА «СПЕКТР-Р»

Для проведения радиотехнических измерений текущих навигационных параметров КА «СПЕКТР-Р» (наклонной дальности и радиальной скорости) используются КИС «Клён-Д» и КИС «Кобальт-Р».

Для проверки работы средств измерений наклонной дальности этих КИС на этапе наземной отработки

проводились испытания с действующим КА «ЭКСПРЕСС». В ходе этих испытаний станциями в Медвежьих Озерах и Уссурийске были проведены измерения наклонной дальности до КА «ЭКСПРЕСС», проведена оценка точности. Полученные результаты позволяли определять вектор состояния КА с точностью, необходимой для наведения наземных антенных систем.

В ходе проведения летных испытаний, для повышения точности определения местоположения КА, активно использовались оптические и лазерные средства измерения. Так, начиная с сентября 2011 года, использовались все возможности программы полета КА для проведения сеансов лазерной локации с целью уточнения параметров движения КА и калибровки штатных командно-измерительных систем. Оптические средства позволяли на фоне звездного неба уточнять угловые параметры движения КА, лазерные средства – измерять дальность с высокой точностью.

Лазерные средства использовались главным образом для калибровки штатных радиотехнических измерений. Для проведения лазерных измерений требовалось выполнить ряд условий. Поскольку уголкового отражателя установлены только на днище КА в направлении «-Х», проведение каждого сеанса лазерной локации требует соответствующей ориентации КА. Кроме того, возможность проведения лазерных измерений ограничивается погодными условиями, временем суток и расстоянием между станцией и КА. Большинство имеющихся станций лазерной локации рассчитано на работу с низколетящими аппаратами и не способно выполнять измерения дальности до КА, находящегося выше геостационарной орбиты. КА «СПЕКТР-Р» является высокоапогейным искусственным спутником Земли, удаляющимся на расстояние свыше 300 тыс. км. Такими возможностями обладают: обсерватория Grasse (Лазурный Берег, Франция) и российский лазерный оптический локатор службы контроля космического пространства Минобороны России (ЛОЛ СККП).

Впервые удалось провести лазерную локацию КА «СПЕКТР-Р» 15 ноября 2011 года французской обсерваторией Grasse при дальности до КА примерно 65 тыс. км. В ноябре 2013 года со станции ЛОЛ СККП на Северном Кавказе был проведен сеанс лазерной локации на рекордной для космических аппаратов дальности – 330 тыс. км. Всего к декабрю 2013 года было проведено 23 успешных сеанса лазерной локации.

При несомненном достоинстве лазерной локации, выражающемся в высокой точности измерения дальности, следует отметить и главный ее недостаток – крайне низкую вероятность получения кондиционных измерительных результатов ($P=0,1 \dots 0,2$).

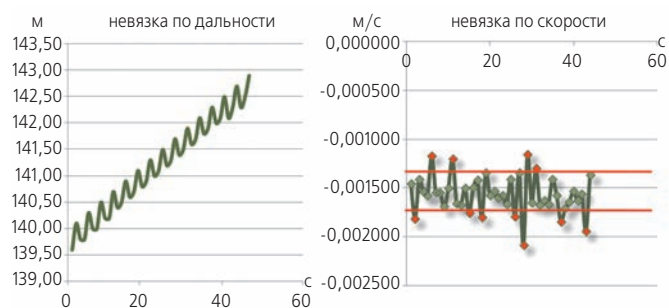
Несмотря на это, многократные попытки лазерной локации позволили провести калибровку радиотехнических средств измерений КИС и уточнить параметры орбиты КА.

В декабре 2012 года БЦ ИПМ им. М.В. Келдыша и НПО им. С.А. Лавочкина провели совместный анализ измерений радиальной скорости с использованием штатных средств командно-измерительных систем в С-диапазоне и выявили их недостаточную точность (Комовкин С.В., 2014). Пример среднего значения невязок по наклонной дальности и радиальной скорости на сеансе измерений КИС приведен на рисунке 2.

Следует отметить, что в ходе наземной экспериментальной обработки осуществить проверку измерителя скорости КИС по действующим КА не представлялось возможным (КА «ЭКСПРЕСС» находится на геостационарной орбите, радиальная скорость близка к нулю).

Для повышения точности определения радиальной скорости были проведены мероприятия по использованию средств бортового высокоинформативного радиокomплекса (ВИРК), работающего в двух диапазонах радиочастот – Х-диапазон и Ku-диапазон (около 16 ГГц) линия «КА – Земля», и имеющихся наземных средств.

Х-диапазон являлся резервным средством эталонирования частот бортовой научной аппаратуры с использованием когерентного приемоответчика фазовой синхронизации ВИРК. Передающее устройство постоянно включено и выдает через остроуправленную антенну КА радиосигнал частотой 8,4 ГГц, что позволяет осуществлять измерения доплеровского смещения частоты и по этому смещению рассчитывать радиальную скорость КА.



рисунк 2. Средние невязки по наклонной дальности и радиальной скорости

Для управления КА «СПЕКТР-Р» используются наземные станции в Медвежьих Озерах и Уссурийске, которые дополнительно оснащены приемным оборудованием Х-диапазона (НРТК «Кобальт-М-ФГ» и НРТК «Фобос» соответственно). Это приёмное оборудование с 2013 года используется для проведения сеансов беззапросных доплеровских измерений радиальной скорости. Измерительные сеансы проводятся обеими станциями (при условии ориентации остроуправленной антенны КА на станцию), что позволило на порядок повысить точность определе-

ния радиальной скорости. Высокую точность беззапросных измерений обеспечил бортовой высокостабильный водородный стандарт частоты.

Другими важными источниками беззапросных доплеровских измерений радиальной скорости являются Пушчинская радиоастрономическая обсерватория и американская наземная станция в Грин-Бэнк (США).

Наземная станция слежения в Пушино Московской области создана на базе радиотелескопа РТ-22. Эта станция оснащена оборудованием для приема сигналов в Х- и Ku-диапазонах, используемых для синхронизации космического и наземного плеча интерферометра, а также для передачи больших объемов данных с КА на Землю (Александров Ю.А. и др., 2011). Измеренная на Земле частота принятого сигнала содержит в себе достаточно точную информацию о радиальной скорости аппарата.

В августе 2013 года начала работать наземная станция слежения в Грин-Бэнк.

Таким образом, после августа 2013 года для выполнения измерений радиальной скорости использовались четыре наземные станции трёх типов: НРТК «Фобос» в Уссурийске, НРТК «Кобальт» с процессором Cortex в Медвежьих Озёрах, станция ВИРК в Пушино и станция ВИРК в Грин-Бэнк. При этом станции ВИРК и НРТК «Кобальт» выполняли измерения мгновенных значений доплеровского сдвига, а станция НРТК «Фобос» – измерения набега нециклической, т.е. не ограниченной значением 2π , фазы сигнала промежуточной частоты. Совместная обработка измерений этих четырёх станций показала, что систематическая составляющая ошибки измерений всех станций практически отсутствует. Шумовая составляющая ошибки измерений исключается за счёт осреднения. Самую малую величину шумовой составляющей имеет НРТК «Фобос», самую большую – станция ВИРК (Пушино и Грин-Бэнк).

Из-за того, что сигнал формируется на борту КА, а измерения частоты выполняются на Земле, обработка беззапросных доплеровских измерений потребовала учёта релятивистских эффектов. Как было указано выше, несущая частота сигнала ВИРК формируется при помощи водородного стандарта на борту КА и имеет высокую стабильность, благодаря чему удалось экспериментально проверить релятивистские эффекты. Вопросы первичной обработки ИТНП рассмотрены в (Тучин А.Г. и др., 2013).

Для определения параметров движения КА «СПЕКТР-Р» активно используются и оптические измерения. Основная часть оптических измерений проводится участниками проекта НСОИ АФН, а также средствами, привлекаемыми АКЦ ФИАН. Данный вид измерений имеет относительно невысокую точность в пересчёте в прямоугольные координаты по сравнению с традиционными радиотехническими

измерениями дальности, однако позволяет получить оценку направления, т.е. положение КА в плоскости, ортогональной радиальному направлению. Эта оценка может быть получена также из радиальных измерений, накопленных на временном интервале, при помощи динамики аппарата. Тем не менее, для аппаратов, которые долгое время находятся вдали от притягивающих тел, результаты от подобного подхода малоэффективны, так как из-за слабо выраженной динамики приходится использовать протяженные мерные интервалы, на которых существенными становятся ошибки модели движения. Астрометрические измерения позволяют получить более точные орбиты на коротких интервалах, а также помогают контролировать качество орбит, полученных на больших мерных дугах.

В результате расширения номенклатуры измерительных радиотехнических, лазерных и оптических средств, увеличения числа сеансов траекторных измерений, в том числе в X-диапазоне и Ku-диапазоне, точность определения траектории полёта КА «СПЕКТР-Р» возросла и стала соответствовать требованиям в части обеспечения научной программы. Количество успешных сеансов измерений приведено в таблице.

таблица – Количество сеансов измерений

средство измерений	количество сеансов измерений дальности	количество сеансов измерений скорости
КИС «Клен-Д»	739	735
КИС «Кобальт-Р»	1167	1769
лазерный оптический локатор	28	
ВИРК	1487	
оптические измерения	292	

4. Основные итоги и оценки работы НСУ

За прошедший период наземный сегмент продемонстрировал свою состоятельность и жизнеспособность. Практика работ подтвердила правильность принятых организационных и технических решений по его построению и принципам функционирования.

Накоплен опыт управления космическими аппаратами нового поколения, предназначенных для выполнения фундаментальных космических исследований. Подтверждены концептуальные основы обеспечения надежности и безопасности, базирующиеся на принципах «горячего» и «холодного» резервирования наземных средств.

Одновременно следует отметить, что отсутствие необходимых средств юстировки и калибровки не

позволило в полной мере оценить точностные характеристики измерительных устройств наземных станций. Орбитальные параметры имеющихся действующих КА на геостационарных орбитах («ЭКС-ПРЕСС» и «ЭЛЕКТРО-Л») не позволили определить точности измерения радиальной скорости.

Отдельно необходимо отметить принципы организации управления КА «СПЕКТР-Р». Опыт управления КА «СПЕКТР-Р» показал, что надежное, качественное управление, оперативное и своевременное парирование нештатных ситуаций может быть обеспечено только при привлечении к планированию, управлению и анализу телеметрической информации высококлассных специалистов-разработчиков.

Стремление некоторых руководителей представить процесс управления космическими уникальными обсерваториями, совершающими полет на неосвоенных и неизученных орбитах, как примитивный процесс обслуживания КА на геостационарной орбите, с отработанными тривиальными задачами управления полетом, создает серьезные предпосылки к потере этих космических аппаратов.

список литературы

Авдеев В.Ю., Алакоз А.В., Александров Ю.А., Андреев В.В. и др. Космическая миссия «РАДИО-АСТРОН». Первые результаты // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 3. С. 4-21.

Александров Ю.А., Андреев В.В., Кардашев Н.С. и др. РАДИОАСТРОН (проект «СПЕКТР-Р») – радиотелескоп много больше Земли. Наземный сегмент и основные направления научных исследований // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 19-29.

Заславский Г.С., Захваткин М.В., Ильин И.С. и др. Баллистико-навигационное обеспечение полета космического аппарата «СПЕКТР-Р» // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 1 (74). С. 15-29.

Комовкин С.В. Анализ качества траекторных измерений КА «СПЕКТР-Р» // Актуальные проблемы российской космонавтики: материалы XXXVIII академических чтений по космонавтике. М., 2014. С. 532-533.

Наземный комплекс управления дальними космическими аппаратами. Перспективы развития / Под ред. Ю.М. Урличича. М.: Радиотехника, 2012. 216 с.

Тучин А.Г., Комовкин С.В., Лавренов С.М., Тучин Д.А. и др. Небесно-механическая интерпретация радиотехнических измерений наклонной дальности и радиальной скорости // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, М., 2013. № 66. 30 с. URL: http://www.keldysh.ru/papers/2013/prep2013_66.pdf.

Статья поступила в редакцию 25.04.2014 г.

ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ «СПЕКТР-Р»

*М.И. Артюхов¹,
artiyukh@laspace.ru;
M.I. Artyukhov*

*А.З. Воробьев¹,
vorobjev@laspace.ru;
A.Z. Vorobyov*

В статье рассматриваются особенности организации управления космическим аппаратом «СПЕКТР-Р» проекта «РАДИОАСТРОН».

Ключевые слова:

управление космическим аппаратом;

Центр управления полетом;

технологический цикл управления КА; специальное программное обеспечение планирования работы КА; математическое моделирование полета КА.

1. Общая схема взаимодействия элементов космического комплекса «СПЕКТР-Р»

Миссия «РАДИОАСТРОН» реализует принцип интерферометрических измерений с использованием созданного в НПО им. С.А. Лавочкина космического аппарата (КА) «СПЕКТР-Р» в качестве вынесенного в космос радиотелескопа, связанного с Землей высокоинформативным радиоканалом (Авдеев В.Ю. и др., 2012). Это определяет масштаб миссии, требуемый уровень взаимодействия (объем обмена данными, оперативность и надежность) следующих ее элементов (рисунок 1):

- центр управления полетом КА «СПЕКТР-Р» (ЦУП-Р) на базе ЦУП НПО им. С.А. Лавочкина;
- научный центр планирования эксперимента (ЦПНЭ) Астрокосмического центра Физического института им. П.Н. Лебедева (АКЦ ФИАН);
- баллистический центр (БЦ) на базе Института прикладной математики им. М.В. Келдыша (ИПМ РАН);
- сеть станций наземного сегмента управления (НСУ) в составе: станция «Кобальт-Р» (Медвежьи Озера), использующая антенну ТНА-1500 (ОКБ МЭИ) и станция «Клен-Д», использующая самую большую в РФ антенную систему П-2500, расположенную недалеко от г. Уссурийск;
- сеть наземных станций слежения (НСС) в составе НСС в г. Пушкино на базе антенны РТ-22 (АКЦ ФИАН) и НСС в Грин Бэнк (США);
- наземные радиотелескопы (НРТ).

FEATURES CONTROL OF SPACECRAFT «SPEKTR-R»

*А.И. Калашиников¹,
aka@laspace.ru;
A.I. Kalashnikov*

*А.Е. Ширшаков¹,
кандидат технических наук,
shirshakov@laspace.ru;
A.E. Shirshakov*

The article considers the peculiarities of the control of spacecraft «SPEKTR-R» mission «RADIOASTRON».

Key words:

control of spacecraft;

Mission Control Center;

technological cycle of spacecraft control;

special software planning SC;

mathematical simulation of the flight of the spacecraft.

Организующими элементами миссии являются ЦУП-Р, обеспечивающий планирование работы КА и НСУ, а также ЦПНЭ, обеспечивающий планирование научной программы, задействование НРТ и НСС. Общий орган управления миссией – Главная оперативная группа управления (ГОГУ), возглавляемая НПО им. С.А. Лавочкина и объединяющая в своем составе специалистов ЦУП-Р, ЦПНЭ, БЦ, НСУ, НСС и предприятий-разработчиков бортовых систем КА (Авдеев В.Ю. и др., 2012).

2. Организация управления КА «СПЕКТР-Р»

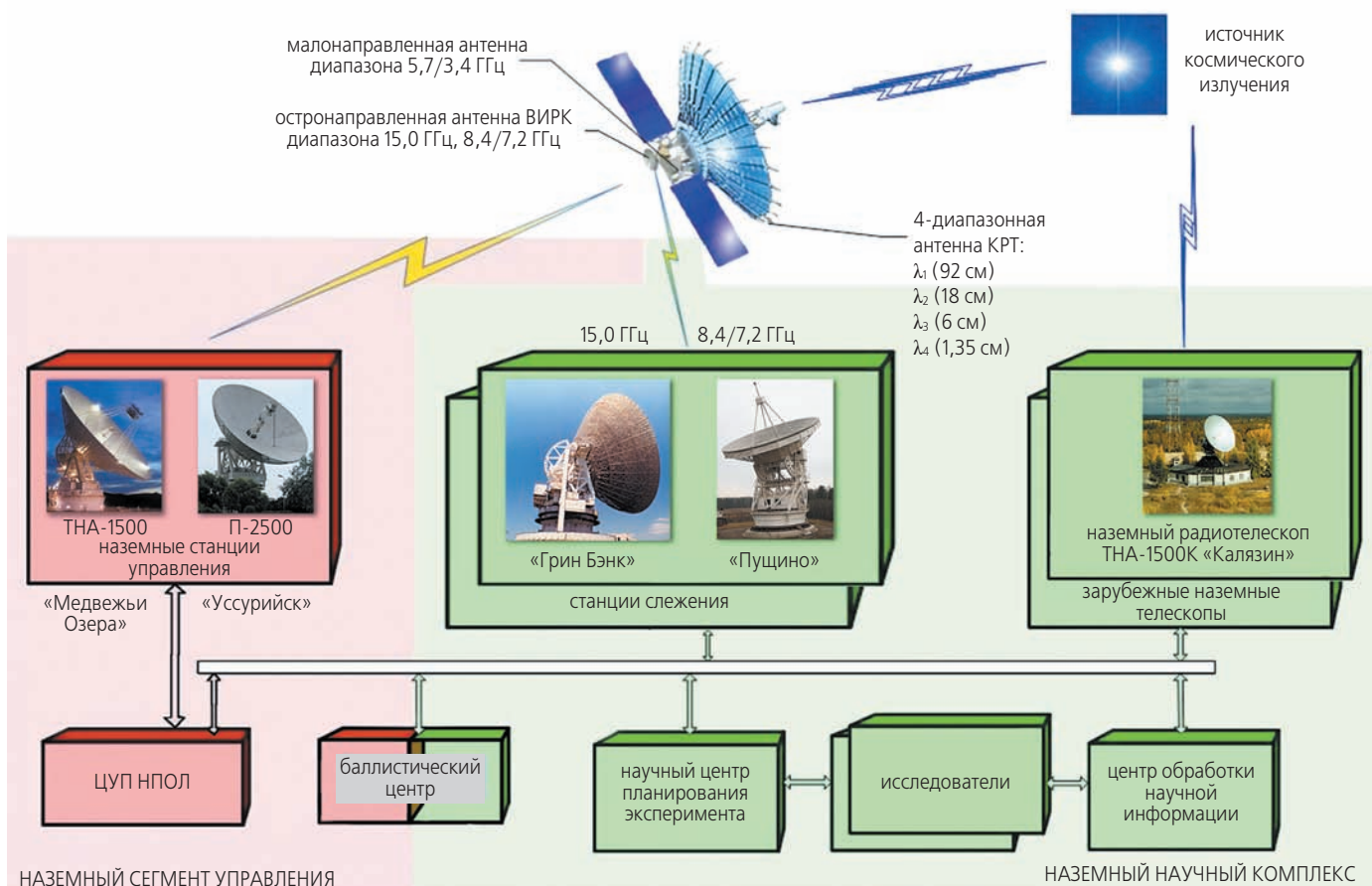
Особенность организации работы наземно-космического радиointерферометра и служб ГОГУ заключается в необходимости синхронного взаимодействия большого числа разнородных элементов миссии, часть из которых (наземные радиотелескопы, станции управления и т.д.) активно используется и в других программах.

Опыт эксплуатации КА научного направления показывает, что основным критерием эффективности научных миссий являются следующие показатели (Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина, 2010):

- количество времени, отведенного на научные исследования за определенный календарный период;

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

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



рисунк 1. Функциональная схема взаимодействия элементов космического комплекса «СПЕКТР-Р»

- оперативность и надежность работы персонала ЦУП при срочном изменении программы наблюдений или режимов работы комплекса научной аппаратуры.

И первое, и второе достигается:

- выбором оптимальной схемы управления КА;
- построением соответствующей технологии планирования и реализации программы научных наблюдений и сеансов связи;
- разработкой аппаратно-программных средств поддержки согласованных технологий проведения сеансов связи и научных наблюдений;
- оптимальным построением НСУ.

В НПО им. С.А. Лавочкина (НПОЛ) еще с первых проектов сложился подход, при котором специалисты, обеспечивающие управление КА в ЦУП, участвуют в работе на всех этапах проекта, начиная с проектирования систем и кончая наземными испытаниями КА на КИС (*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010).

Это обеспечивает:

- использование опыта по управлению КА предыдущих поколений различного целевого назначения при проектировании и испытаниях новых КА;

- высокую профессиональную подготовку специалистов к управлению КА в полете и оперативному парированию возможных нештатных ситуаций;
- отработку технологии управления КА в полете;
- отработку полетной документации.

Отличительной особенностью последних проектов НПОЛ является использование при наземных испытаниях КА и при управлении в полете однородных программных и аппаратных средств (средств формирования КПИ, стендовой базы для тестирования программ и т.д.).

В процессе управления полетом КА «СПЕКТР-Р» ГОГУ с использованием наземного сегмента решаются следующие основные задачи:

- Организация работ по координации взаимодействия всех элементов наземного сегмента.
- Планирование работ по управлению КА в целях проведения научных наблюдений.
- Организация и проведение сеансов связи с КА, в которых осуществляются:
 - передача на борт командно-программной информации (КПИ);
 - проведение измерений текущих навигационных параметров (ИТНП);

- прием с борта телеметрической информации (ТМИ).
- Анализ функционирования бортовых систем КА, ЦУП и других элементов наземного сегмента.
- Баллистико-навигационное обеспечение полета.
- Прием с борта научной информации наземными станциями слежения и передача ее в заинтересованные организации для дальнейшей обработки.

Управление КА «СПЕКТР-Р» осуществляется по замкнутой схеме, условно представленной на рисунке 2.

Технология управления КА «СПЕКТР-Р» реализуется с учетом следующих основных положений:

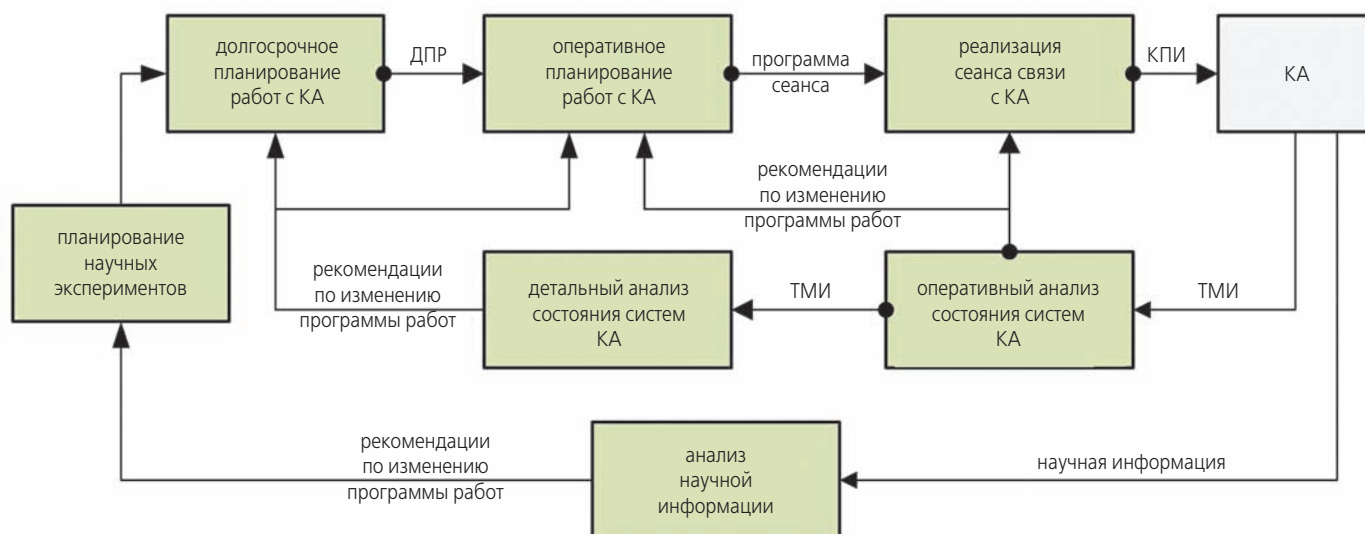
- использование в составе наземного сегмента управления КА сетевых структур, средств планирования и управления полетом, объединенных общей сетью;
- «сквозное» планирование (результат работы планирующей программы предыдущего этапа используется для планирования программы очередного этапа в заранее утвержденных формах);
- использование на всех этапах планирования в качестве базовых элементов единых типовых конструкций (типовые программы сеансов, блоки, типовые массивы управления системами КА);
- автоматизация процессов технологического цикла управления КА (формирования долгосрочной программы работ с КА, формирования КПИ и планирования сеанса управления, процесса реализации сеанса);
- обеспечение автоматического приема ТМ-потоков, обработки, допускового контроля всех ТМ-параметров и автоматизированного анализа ТМ-информации в ЦУП-Л в реальном времени;
- автоматизация анализа состояния бортовых систем и КА в целом по результатам вторичной обработки ТИ до уровня НОРМА/НЕНОРМА, с це-

- лью оперативности обнаружения на начальной стадии опасных тенденций в работе бортовых систем и выработки рекомендаций для парирования нештатных ситуаций, возникающих на борту КА;
- применение математического моделирования, средств обработки и наглядного отображения результатов моделирования в задачах тестирования программ управления КА и задачах анализа функционирования систем по ТМИ, с целью повышения надежности управления;
- возможность адаптации программно-алгоритмического обеспечения управления КА в полете к изменившимся условиям работы комплекса научной аппаратуры и служебных систем;
- использование при управлении КА рабочей документации и аппаратно-программных средств планирования, подготовки и реализации сеансов связи, уже прошедших отработку при проведении комплексных испытаний КА на Земле.

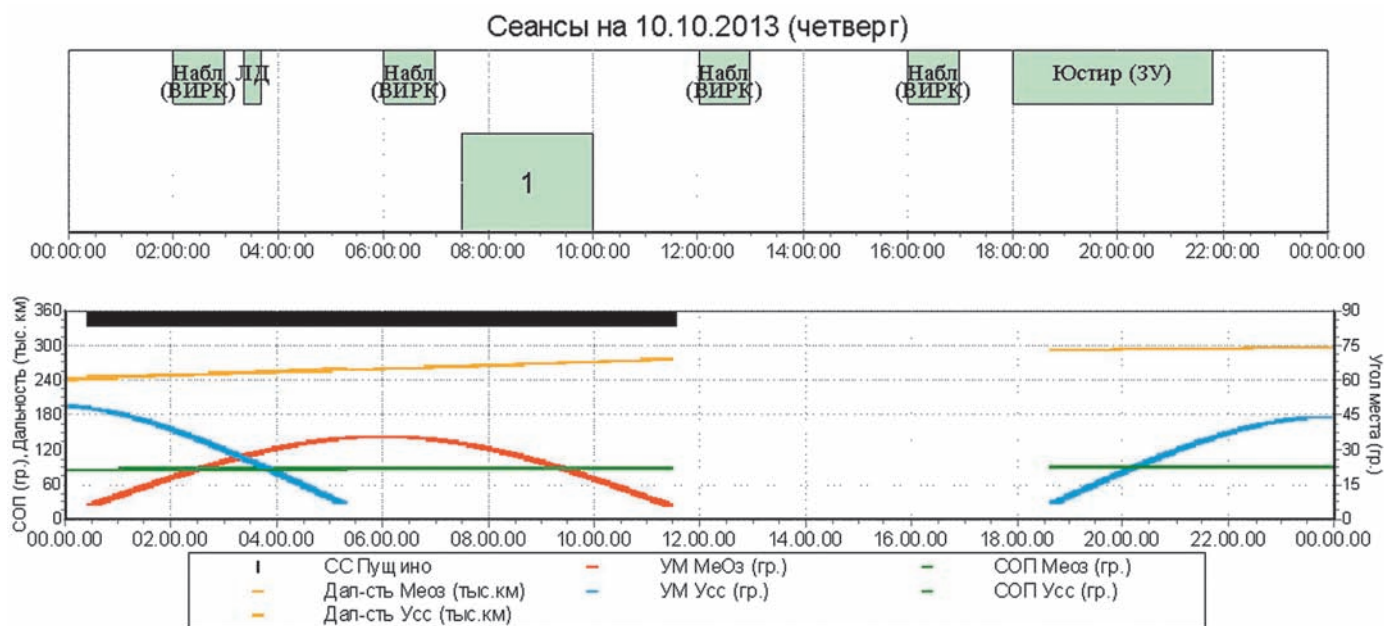
На каждом этапе реализации технологического цикла управления КА осуществляется автоматизированный обмен необходимой информацией групп и служб ЦУП, проверка (тестирование) полученных результатов, а также взаимодействие ЦУП со средствами наземного научного комплекса, баллистическим центром и другими организациями, участвующими в управлении.

Технологический цикл управления КА «СПЕКТР-Р» включает в себя следующие этапы:

- Долгосрочное планирование работы КА:
 - разработка программы научных наблюдений;
 - разработка долгосрочного (месячного) плана работы КА.
- Оперативное планирование режимов работы КА и технических средств наземного сегмента управления:
 - формирование КПИ;



рисунк 2. Схема управления КА «СПЕКТР-Р»



рисунк 3. Типовые сутки полета КА «СПЕКТР-Р»

- разработка программы сеанса связи (сеанса управления);
- тестирование КПИ, программы сеанса управления на наличие ошибок и проверка функционирования КА на имитационно-моделирующем стенде на соответствие заданной программе.
- Реализация (проведение) сеанса управления:
 - выдача на борт КПИ;
 - оперативный контроль и анализ технического состояния бортовых систем КА.
- Послесеансная обработка реализованной программы сеанса:
 - детальный анализ технического состояния бортовых систем КА;
 - обработка протокола реализации сеанса и уточнение параметров математической модели КА.

Программа работы КА разрабатывается согласно технологическому циклу с определенным уровнем детализации на каждом этапе.

Долгосрочное научное планирование (на период до года) заключается в сборе заявок на проведение научных экспериментов, наблюдений космических источников, оценке их реализуемости, составлении приоритетности списка источников и составлении программы исследований, определении компромиссной последовательности работ с КА по выполнению программы научных наблюдений с учетом всех заинтересованных сторон и всех факторов, влияющих на выполнение программы (баллистических ограничений, ограничений в работе систем КА и наземных средств). На этом этапе проводится оценка реализуемости программы научных наблюдений и формируется взаимосогласованный план работы с КА на месяц с учетом функциональных ограничений на

наземные и бортовые средства – по ориентации КА, возможности наведения остронаправленной антенны на наземные станции слежения, обеспечения энергетического и теплового баланса и т.д.

При месячном планировании детализируется программа работы КА, подтверждается задействование средств НСУ и сети наземных радиотелескопов, уточняются времена наблюдения исследуемых источников и определяются времена сеансов лазерной дальнометрии, участки работы приборов космического радиотелескопа (КРТ) и комплекса «ПЛАЗМА-Ф», времена проведения сеансов управления (рисунок 3).

Оперативное планирование работы КА осуществляется на основе сформированной месячной программы работ и исходных данных, полученных на планируемый интервал времени в виде научной программы, заявок на переориентации КА и др., и заключается в разработке программы сеанса управления и формировании КПИ (радиокоманд и массивов цифровой информации) для реализации требуемой последовательности режимов работы систем КА в обеспечение программы научных исследований.

Для оперативного планирования используется специально разработанное программное обеспечение (рисунок 4), предназначенное для:

- формирования кодовых команд (КК) управления КА;
- составления массивов полетных заданий (ПЗ) в автоматическом и полуавтоматическом режимах;
- сверки бортовой и наземной шкал времени;
- редактирования команд управления и режимов ПЗ;
- составления сеансов связи;

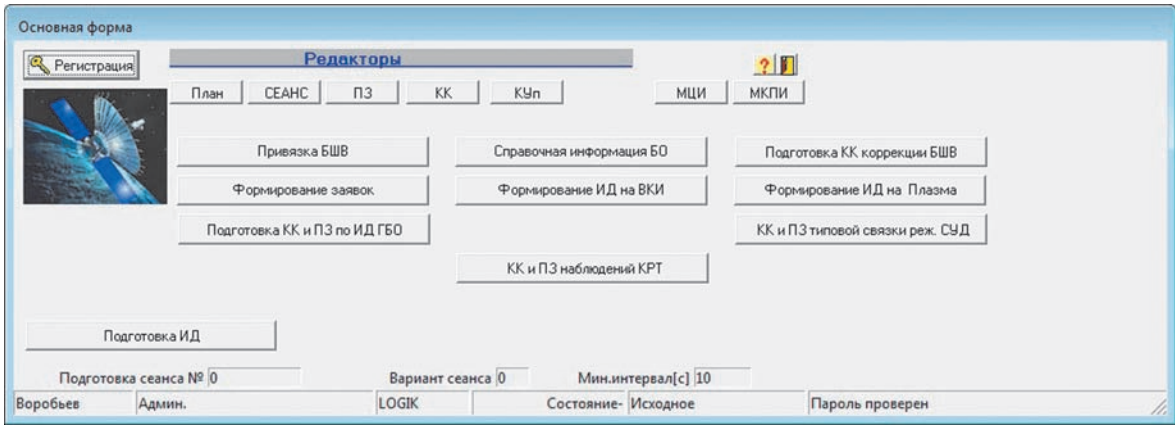


рисунок 4. Основное окно специального программного обеспечения планирования

- проверки заявок и сеанса связи на временные и структурные ограничения КПИ.

Комплекс программ планирования строится по модульному принципу и включает в себя:

- редактор составления программы сеанса связи (рисунок 5);
- редактор составления ПЗ;
- редактор КК;
- редактор команд управления с параметрами;
- редактор массивов цифровой информации;
- генератор массивов КПИ;
- модуль формирования заявок на функционирование КА.

Каждый редактор обладает интуитивным интерфейсом и мощными средствами редактирования с контролем корректности ввода информации и защитой от ошибок, вносимых оператором. На рисунке 6 приведено окно редактора полетного задания системы управления движением (ПЗ СУД).

Управление уникальным астрофизическим аппаратом требует высокого уровня автоматизации составления и тестирования сеансов управления. Для автоматизации проверки программы сеанса и функционирования КА «СПЕКТР-Р» используется имитационно-моделирующий стенд, на котором проводится «сквозное» (от сеанса к сеансу) математическое моделирование работы КА, результатом которого является протокол моделирования и ТМИ КА (рисунок 7). При необходимости «физического» моделирования используется комплексный стенд разработчика бортового комплекса управления (БКУ) – МОКБ «Марс».

Для автоматизации проверки и наглядности отображения результатов моделирования используется программный комплекс обработки протокола математического моделирования и формирования временной диаграммы полета (рисунок 8), который обеспечивает контроль режимов функционирования бортовых систем КА на соответствие заданной про-

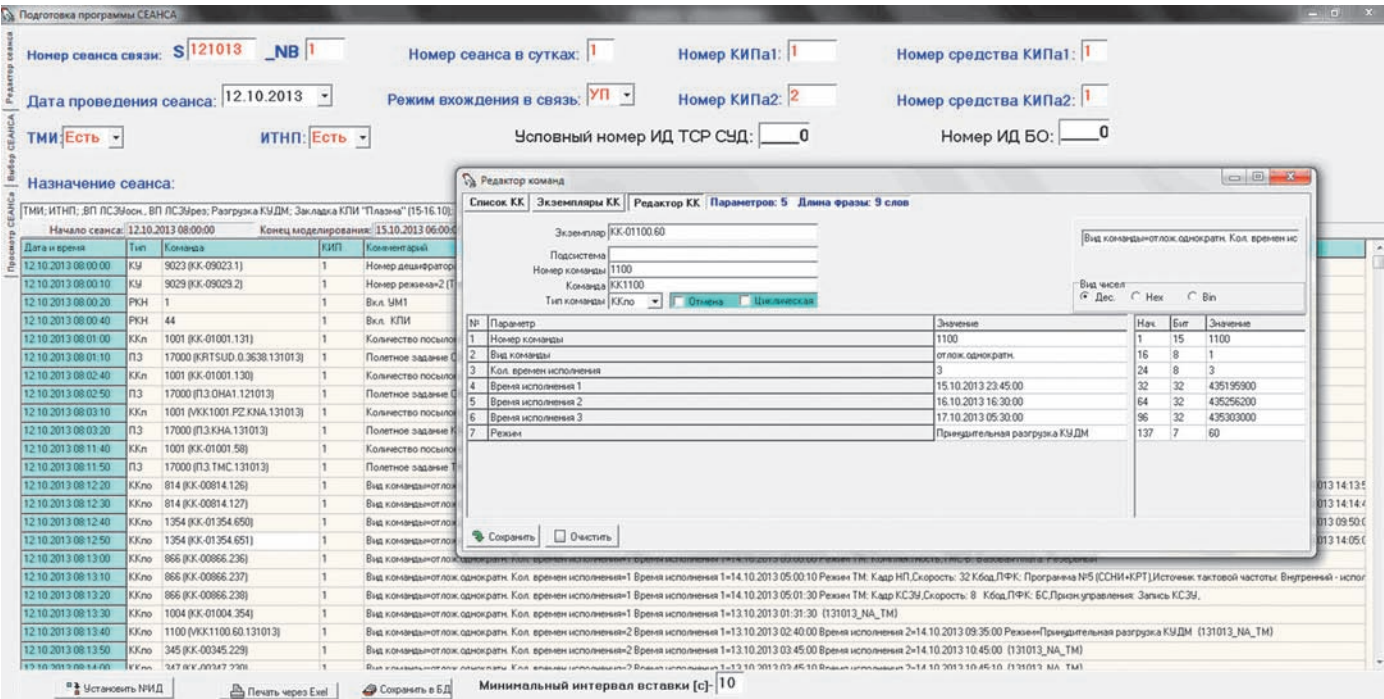
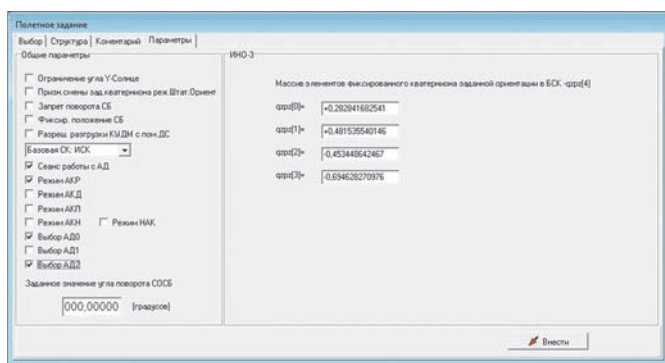


рисунок 5. Окно редактора сеанса управления



рисунк 6. Редактор ПЗ СУД КА «СПЕКТР-Р»

грамме работы КА и выявление ошибок, возникающих при планировании и формировании КПИ.

Особенностью управления КА являются высокая автономность и широкие возможности командно-программного метода управления.

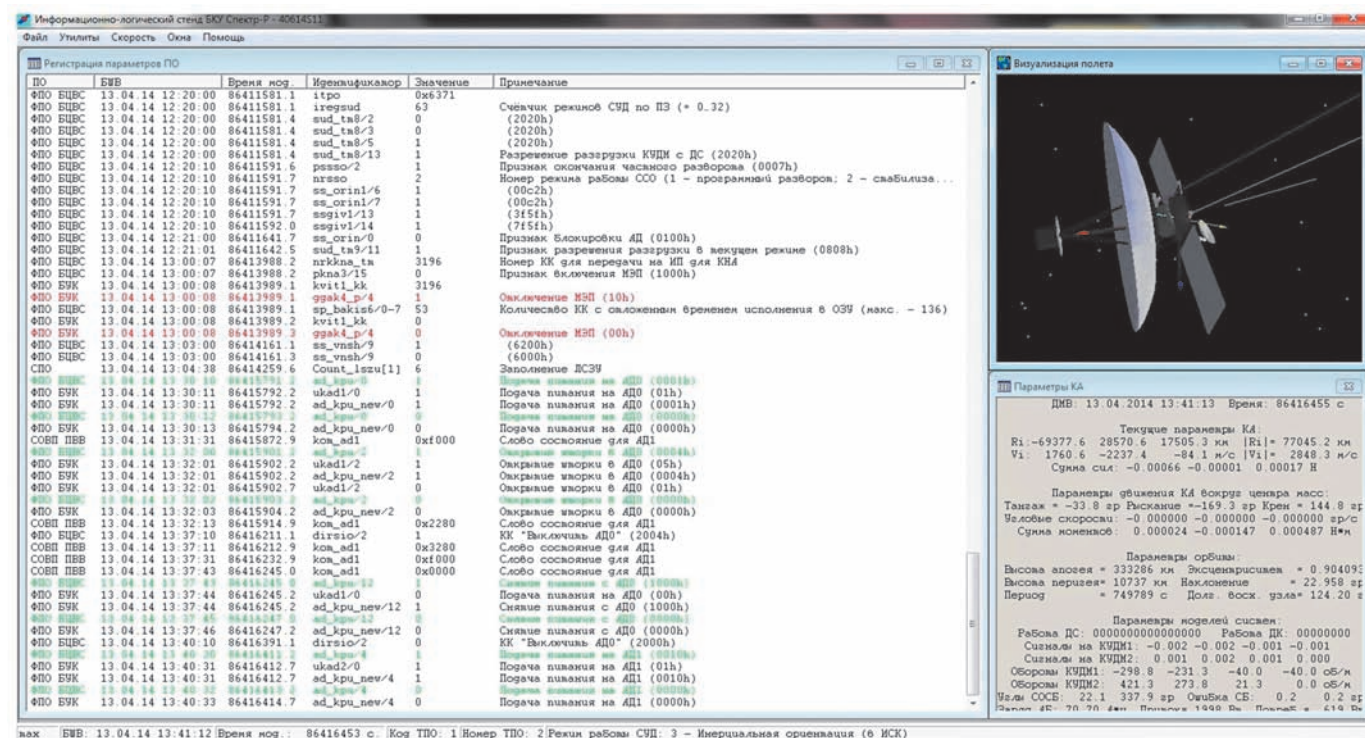
Задача управления полетом реализуется средствами автономного режима функционирования КА, который предусматривает управление бортовыми системами в течение заданного времени средствами БКУ. Решение задач баллистико-навигационного обеспечения и планирование работы КА в целях проведения научных наблюдений осуществляются в НСУ.

Для управления КА «СПЕКТР-Р» были определены группы операций и управляющих воздействий, для которых разработаны специальные блоки типовых полетных операций (ТПО) и средства автоматического формирования ПЗ и сеансов связи. Эти блоки представляют собой набор различных режимов работы телеметрической системы (ТМС), сеансов измерений текущих навигационных параметров, сеансов научных

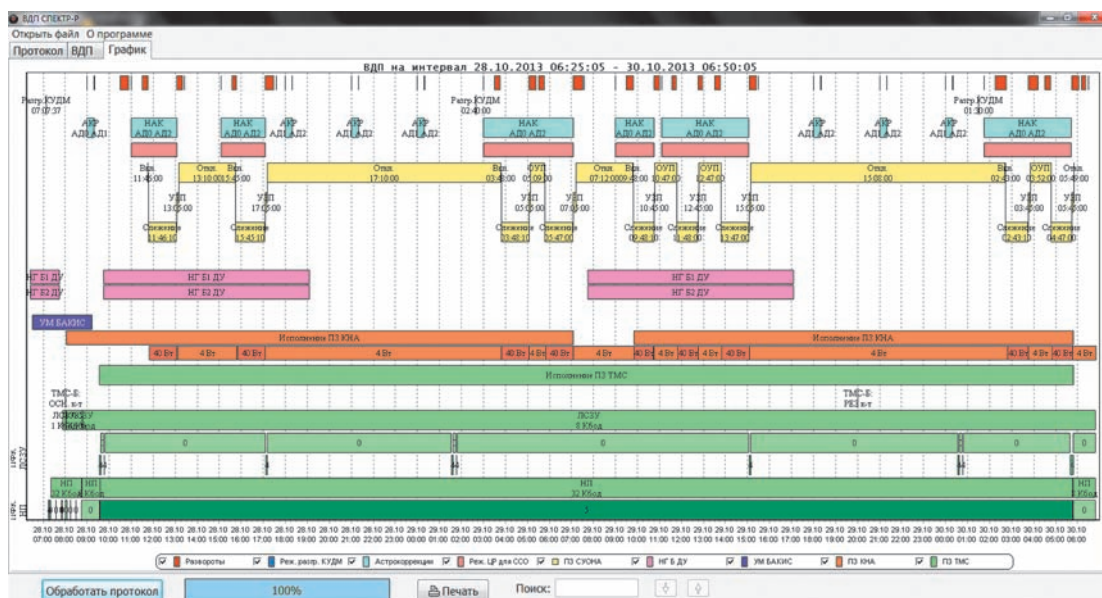
наблюдений, юстировок КРТ и т.д. Формирование полетного задания в автоматическом режиме позволило исключить ошибки в структуре ПЗ, повысить эффективность решения задач планирования и надежность управления, снизить общее время подготовки сеанса управления. При этом следует отметить, что комплекс программ планирования работы КА, как и программный комплекс обработки протокола математического моделирования и формирования временной диаграммы полета существенным образом дорабатывался и видоизменялся уже в ходе полета КА, оптимизировался под текущие и вновь возникающие задачи, продиктованные изменениями в форматах обмена информацией с ЦПНЭ АКЦ ФИАН, уточнением режимов и циклограмм функционирования научной аппаратуры.

Для обеспечения высокой надежности управления и передачи радиоконанд на КА разработаны специальные средства управления, средства проверки исполнения и подтверждения передачи команд. Средства реализации сеанса связи поддерживают передачу радиоконанд в автоматическом и ручном режиме, позволяют наглядно отображать квитанции переданных команд и МЦИ. Средства анализа ТМИ позволяют контролировать прием радиоконанд БКУ КА и отслеживать их исполнение.

Разработанные методики управления и планирования, безусловно, найдут свое отражение и в дальнейших проектах НПОЛ, таких, как астрофизические КА серии СПЕКТР, метеорологические КА серии ЭЛЕКТРО и АРКТИКА. Для этого средства автоматического формирования КПИ, средства управления и отображения в рациональной степени унифицируются и модернизируются.



рисунк 7. Протокол моделирования имитационно-моделирующего стенда КА «СПЕКТР-Р»



рисунк 8. Временная диаграмма полета КА «СПЕКТР-Р»

закключение

Функционирование наземно-космической системы «РАДИОАСТРОН» успешно продолжается. Система дополняется новыми элементами: введена и уже штатно используется наземная станция слежения в Грин-Бэнке. Готовится к вводу станция в Претории. Идет накопление статистического материала по функционированию бортовых систем КА в сеансах научных наблюдений, что позволяет расширять границы использования КА в научных исследованиях.

ЦУП, как основной элемент управления, продолжает работу по повышению эффективности и надежности функционирования миссии: оптимизируются режимы работы КА, идет модернизация программного и аппаратного обеспечения ЦУП.

На момент начала создания ЦУП-Р в проекте «РАДИОАСТРОН» ЦУП НПО им. С.А. Лавочкина, на базе которого шла разработка, уже обладал серьезной инфраструктурой, развитыми средствами программного обеспечения и опытом работы с кооперацией, что позволило в кратчайшие сроки после начала финансирования обеспечить подготовку ЦУП-Р не только к этапу летных испытаний КА, но и к этапу комплексных испытаний КА в НПО им. С.А. Лавочкина. Это позволило подойти к моменту запуска КА и начала управления КА в полете с отлаженным программным обеспечением и отработанной эксплуатационной документацией, подготовленной командой специалистов. Действующая нормативная документация не требовала передачи управления в эксплуатирующие организации, что еще более сокращало сроки подготовки НСУ и проведения летных испытаний.

Управление КА из ЦУП-Л осуществляется минимальным составом квалифицированных операторов

дежурных смен. Размещение ЦУП-Р в НПОЛ позволяет при необходимости дополнительно оперативно привлекать требуемых специалистов для детального анализа функционирования бортовых систем КА и парирования непредусмотренных нештатных ситуаций. Участие специалистов НПОЛ в управлении полетом КА повышает надежность и оперативность управления, а также позволяет в ходе полета продолжать оптимизацию типовых технологических операций с учетом накопленного опыта, состояния научной аппаратуры и вновь сформированных научных задач, что является характерной особенностью научных проектов, каким является проект «РАДИОАСТРОН».

Накопленный положительный опыт организации управления миссией «РАДИОАСТРОН», примененные новые технологии положили начало новым отношениям в совместной работе таких предприятий, как НПО им. С.А. Лавочкина, ИПМ РАН, АКЦ ФИАН, ИКИ РАН. Новые отношения дали новые возможности. Сохранение и использование этих возможностей отвечает нашим общим интересам.

список литературы

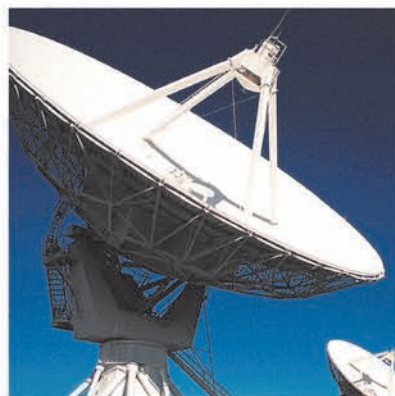
Авдеев В.Ю., Алакоз А.В., Александров Ю.А., Андреев В.В. и др. Космическая миссия «РАДИОАСТРОН». Первые результаты // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 3. С. 4-21.

Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе и д-ра техн. наук, проф. В.В. Ефанова. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 692 с.

Статья получена в редакцию 29.05.2014 г.

КИБС

Программно-аппаратные
комплексы имитации бортовых
сетей электропитания



реклама

**Испытания бортовой аппаратуры
на надежность работы в условиях неустойчивости
и помех в сетях электропитания**



125362, г. Москва, ул. Свободы, д. 31, стр. 1, тел./факс: (495) 657-87-37, tp@test-expert.ru, <http://тестприбор.рф>

ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ НА ОРИЕНТАЦИЮ БОРТОВЫХ И НАЗЕМНЫХ СРЕДСТВ В ПРОЕКТЕ «РАДИОАСТРОН»

С.М. Войнаков¹,
voinakov@laspace.ru;
S.M. Voinakov

Е.Н. Филиппова¹,
flen@laspace.ru;
E.N. Filippova

В статье излагается содержание Протокола функциональных ограничений на ориентацию бортовых и наземных средств в проекте «РАДИОАСТРОН» (Протокол функциональных ограничений..., 2011). Акцент сделан на моментах, важных для практических задач планирования наблюдений с наземно-космическим радиоинтерферометром.

Ключевые слова: радиоинтерферометр; оптимальная орбита; ограничения на ориентацию.

ВВЕДЕНИЕ

Радиоинтерферометр РАДИОАСТРОН проекта «СПЕКТР-Р» создан для проведения астрономических наблюдений галактических и внегалактических радиоисточников. Интерферометр состоит из наземного и космического сегментов. Наземный сегмент представлен наземными радиотелескопами – как одиночными инструментами, так и в составе глобальных радиоинтерферометрических сетей. Космический сегмент состоит из космического радиотелескопа (КРТ) на борту спутника и наземных станций приема научной информации. Дополнительно к обоим сегментам в работе интерферометра участвуют наземные средства управления и станции лазерной дальнометрии для уточнения баллистических расчетов.

Для правильной и эффективной работы всех элементов интерферометрической системы необходимо, чтобы в течение наблюдений выполнялся определенный набор условий на ориентацию КРТ и других устройств на борту спутника, а также связанных с ними наземных средств поддержки. Детально эти условия изложены в (*Протокол функциональных ограничений..., 2011*).

Учет ограничений при планировании наблюдений с интерферометром РАДИОАСТРОН является наиважнейшей задачей. Хорошей иллюстрацией специфики проекта «РАДИОАСТРОН», определяемой данными

FUNCTIONAL CONSTRAINTS FOR ORIENTATION OF ONBOARD AND GROUND AIDS FOR «RADIOASTRON» PROJECT

А.И. Шейхет¹,
кандидат технических
наук, член-корреспондент
РАКЦ,
sheikhet@laspace.ru;
A.I. Sheikhet

В.Е. Якимов²,
кандидат физико-
математических наук,
yakimov@asc.rssi.ru;
V.E. Yakimov

The article covers the contents of Protocol of functional constraints for orientation of onboard and ground aids for «RADIOASTRON» project (Protocol of functional constraints..., 2011). The focus is the points important for the practical tasks of observations planning with ground-space radio interferometer.

Key words: radio interferometer; optimal orbit; orientation constraints.

ограничениями, являются результаты расчета и выбора оптимальной орбиты по критерию эффективности научных исследований, полученные в 2011 году перед запуском КРТ.

Согласно результатам проведенного анализа благоприятные условия для интерферометрических наблюдений с КРТ возникают в период с сентября по май.

При изложении содержания Протокола акцент сделан на моментах, важных для практических задач планирования наблюдений с интерферометром РАДИОАСТРОН.

1. Система координат КРТ

Положение исследуемого источника на небесной сфере однозначно задается координатами в экваториальной системе координат – прямым восхождением α и склонением δ .

Ограничения на ориентацию КРТ в пространстве сформулированы в Протоколе для систем координат, связанных с космическим аппаратом и различными устройствами на его борту, в том числе радиоастрономической 10-метровой антенной, направленной во время наблюдений на исследуемый источник, и 1,5-метровой остронаправленной антенной, используемой для передачи научной информации на

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

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

² Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН, Россия, г. Москва.

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

специальные наземные станции. В задачах планирования геоцентрические координаты исследуемого источника, Солнца и Луны, преобразуются к системе координат КРТ. Затем выполняется анализ, в какой степени положения Солнца и Луны на небесной сфере в момент наблюдения исследуемого источника удовлетворяют сформулированным в Протоколе ограничениям. Данный пример приведен только как один из случаев многочисленных процедур, которые приходится выполнять прежде чем принять решение о том, что избранный радиоисточник можно наблюдать в заданную дату.

Системы координат (СК) космического аппарата (КА), для которых сформулированы ограничения в Протоколе, по определению являются ортогональными и правыми.

Базовая система координат XYZ связана с КА. Начало ее расположено в плоскости стыка базового модуля «Навигатор» с переходной фермой (рисунок 1). Ось «X» направлена перпендикулярно плоскости стыка с переходной фермой. Положительное направление оси «X» – в направлении электрической оси антенны КРТ. Ось «Y» параллельна оси вращения панелей солнечной батареи, положительное направление – в сторону правой панели, если смотреть на космический аппарат со стороны расположения звездных датчиков бортового комплекса управления (БКУ).

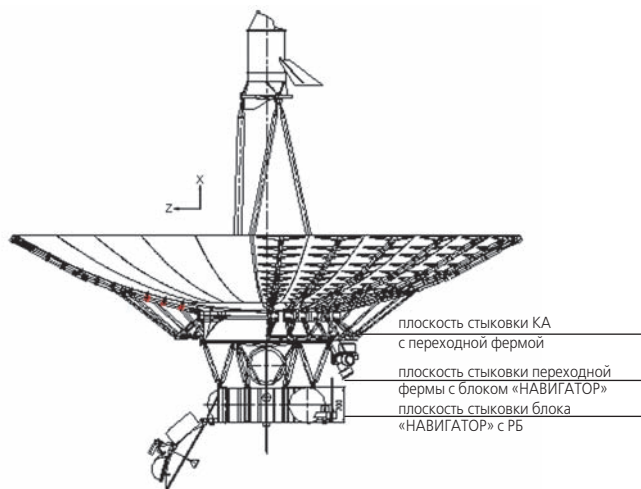
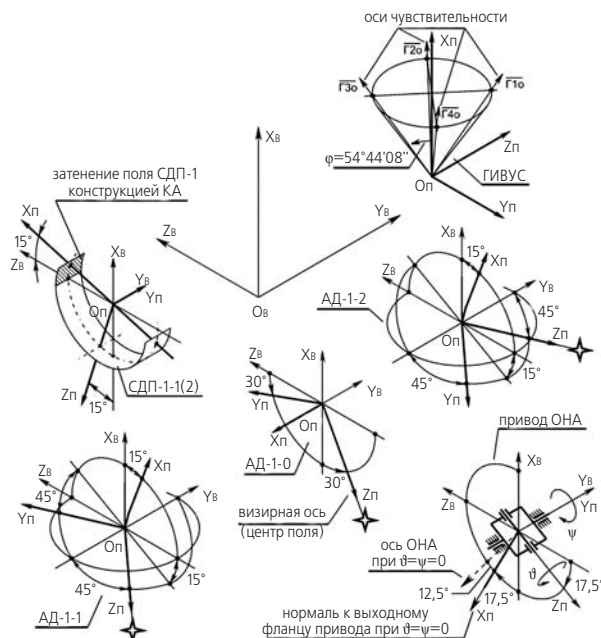


рисунок 1. Ориентация связных осей космического аппарата и основных элементов конструкции (Александров Ю.А. и др., 2011)

Визирная система координат $X_B Y_B Z_B$ материализуется контрольными элементами, установленными на антенне КРТ. Одноименные оси базовой и визирной СК в номинальном положении взаимно параллельны и совпадают по направлению.

С каждым звездным датчиком БКУ, а также приводом остронаправленной антенны (ОНА) связана своя приборная система координат $X_{П} Y_{П} Z_{П}$, которая материализуется его посадочным местом (рисунок 2).

На Земле производятся обмеры углового положения приборных СК по отношению к положению визирной СК. Матрицы, соответствующие результатам обмеров, вводятся в БКУ. Наведение КРТ на исследуемые источники обеспечивается заданием с Земли кватерниона ориентации визирной СК относительно инерциальной СК.



$X_B Y_B Z_B$ – визирная система координат;

$X_{П} Y_{П} Z_{П}$ – приборные системы координат датчиков ориентации и привода ОНА.

рисунок 2. Расположение приборных СК датчиков ориентации и привода ОНА относительно визирной СК

При контроле засветок Солнцем, Землей и Луной (см. ниже) отклонениями визирной СК от номинального углового положения относительно базовой СК допустимо пренебречь.

2. Ограничения на ориентацию КА

Полный список ограничений приведен в Протоколе (Протокол функциональных ограничений..., 2011).

Некоторые из них, хотя и относятся к различным бортовым устройствам, дублируют друг друга. Ниже обсуждаются только ограничения, которые определяют условия доступности для наблюдений исследуемого источника интерферометром РАДИОАСТРОН в заданную дату.

2.1. Ограничения по служебным системам КА

2.1.1. Система обеспечения теплового режима

Угол между осью «+X» и направлением на центр диска Солнца должен лежать в диапазоне 90–165° в полуплоскости XOZ «+Z», выход вектора центра

диска Солнца из плоскости XOZ не должен превышать $\pm 10^\circ$. Значения приведенных углов могут уточняться в процессе летных испытаний.

2.1.2. Система энергоснабжения (солнечная батарея)

Угол между направлением с КА на центр диска Солнца и нормалью к плоскости панелей солнечной батареи не должен превышать 10° . Условие выполнения этого ограничения: выход вектора КА–центра диска Солнца из плоскости XOZ не должен превышать $\pm 10^\circ$.

Примечание: Панели солнечной батареи могут вращаться вокруг оси «Y», минимизируя угол между направлением с КА на центр диска Солнца и нормалью к плоскости панелей солнечной батареи.

2.1.3. Звездный прибор АД (1, 0, 2)

В состав БКУ входят три звездных датчика: АД-1, АД-0 и АД-2. В номинальном положении оси двух звездных датчиков АД-1 и АД-2 расположены в полуплоскости, отвернутой от полуплоскости YOZ «-Z» на угол 15° вокруг оси «Y» в сторону оси «-X», под углом 45° к осям «-Y» и «Y» соответственно, отсчет в сторону оси «-Z». Ось третьего звездного датчика АД-0 расположена в плоскости XOZ и отвернута от оси «-X» на 30° в сторону оси «-Z».

В штатном режиме используются два звездных датчика. Угол между осью каждого из двух рабочих звездных датчиков и мешающим небесным телом должен превышать:

- для Солнца – 40° (по центру);
- для Луны – 13° (по ближайшему краю);
- для Земли – 25° (по ближайшему краю).

Примечание: При формировании программы исследований во время полета выбор рабочих звездных датчиков должен производиться из числа разрешенных к использованию и с учетом приведенных в данном протоколе ограничений.

2.1.4. Остронаправленная антенна «борт – Земля»

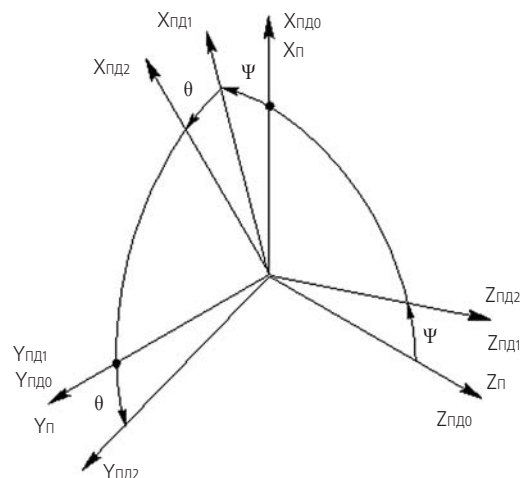
В приводе ОНА реализованы приборная (ПСК) и подвижная (ПдСК) правые системы координат.

ПСК ($X_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$) привода реализована посадочной плоскостью, посредством которой привод устанавливается на КА, и системой классных отверстий конструкции привода. Номинальное угловое положение ПСК привода ОНА относительно базовой СК определяется углами F_x , F_y , F_z , которые отчитываются следующим образом: после совмещения осей ПСК привода с одноименными осями базовой СК производятся последовательные развороты ПСК на углы F_x , F_y , F_z вокруг осей « X_{Π} », « Y_{Π} », « Z_{Π} » соответственно. Положительному углу соответствует вращение против часовой стрелки при наблюдении с положительного направления соответствующей оси ПСК.

Значения углов для номинального углового положения ПСК привода ОНА:

$$F_x=0^\circ, F_y=-162,5^\circ, F_z=0^\circ.$$

Схема отсчета углов поворота привода ОНА приведена на рисунке 3.



рисунк 3. Схема отсчета углов поворота привода ОНА

ПдСК ($X_{\Pi Д}Y_{\Pi Д}Z_{\Pi Д}$) привода связана с выходным фланцем привода ОНА. Привод обеспечивает развороты ПдСК относительно ПСК на заданные углы: ψ – вокруг оси « Y_{Π} » и θ – вокруг оси « $Z_{\Pi Д1}$ ». При нулевых углах привода ($\psi=\theta=0$) одноименные оси ПСК и ПдСК в номинальном положении взаимно параллельны и совпадают по направлению.

За положительное направление вращения привода вокруг осей « Y_{Π} » и « $Z_{\Pi Д1}$ » принимается вращение против часовой стрелки, если смотреть с положительного направления оси « Y_{Π} » и « $Z_{\Pi Д1}$ », соответственно. Допустимый диапазон углов поворота привода:

- по углу ψ – от -73 до 90° ;
- по углу θ – от -90 до 90° .

ОНА устанавливается жестко на выходном фланце привода ОНА таким образом, что ее ось в номинальном положении при нулевых углах привода отклонена от оси « $+X_{\Pi}$ » приборной СК на угол $12,5^\circ$ в плоскости $X_{\Pi}OZ_{\Pi}$ в сторону оси « $-Z_{\Pi}$ » приборной СК.

Во время полета угловое положение оси ОНА на выходном фланце привода может уточняться по результатам проводимых операций юстировки ОНА. Действительное угловое положение электрической оси определяется двумя углами: $\delta_{ю1}$ и $\delta_{ю2}$.

Эти углы при $\psi=\theta=0$ отсчитываются следующим образом:

- $\delta_{ю1}$ – угловое отклонение электрической оси ОНА от плоскости $X_{\Pi}O_{\Pi}Y_{\Pi}$. Положительное направление отсчета в сторону оси « $-Z_{\Pi}$ »;
- $\delta_{ю2}$ – угловое отклонение проекции электрической оси ОНА на плоскость $X_{\Pi}O_{\Pi}Y_{\Pi}$ от оси « $+X_{\Pi}$ ». Положительное направление отсчета в сторону « $+Y_{\Pi}$ ».

В номинальном положении $\delta_{\text{ю1}}=12,5^\circ$, $\delta_{\text{ю2}}=0$. На настоящий момент по результатам юстировки ОНА, проведенной в ходе реальной эксплуатации КРТ, $\delta_{\text{ю1}}=14,76^\circ$.

Алгоритм расчета углов ψ и θ привода ОНА для наведения электрической оси ОНА на станцию приема научной информации (она же наземная станция слежения – НСС), см. в приложении.

При проведении радиосвязи через ОНА по линии КА – НСС:

- вектор линии визирования КА – НСС должен находиться внутри области допустимых угловых положений оси ОНА;
- угловые скорости по каждой из осей привода не должны превышать при прецизионной стабилизации и при юстировке научной аппаратуры $0,1$ градус/с;
- в процессе переориентации КА с одного источника на другой требования к точности наведения ОНА не предъявляются;
- угловые скорости по каждой из осей привода при юстировке ОНА за счет изменения направления линии визирования КА – НСС не должны превышать $0,0001$ градус/с;
- дальность КА от НСС должна быть больше 5000 км.

2.2. Ограничения по бортовой научной аппаратуре

2.2.1. Система охлаждения малошумящих усилителей – микрокриогенная система

Солнце не должно засвечивать поверхность радиатора «холодной» плиты. Радиатор расположен на поверхности усеченного конуса с углом полураствора 30° и с осью, совпадающей с «+X», занимая часть боковой поверхности конуса, ограниченную двугранным углом 60° ($\pm 30^\circ$ относительно оси «-Z»).

При геоцентрических дальностях КА меньше 20000 км угол между осью «-Z» и направлением на центр диска Земли должен превышать 30° .

2.2.2. Радиоастрономические бортовые приемники и антенна КРТ

- Угол между направлением на центр Солнца и осью «+X» должен превышать 90° .
- Угол между направлением на центр Луны и осью «+X» должен превышать 5° .
- Угол между направлением на ближайший край диска Земли и осью «+X» должен превышать 5° .

2.3. Ограничения при переориентации КА

Переориентация КА осуществляется методом «конечного поворота» – одного поворота вокруг оси, угловое положение которой относительно визирной и инерциальной систем координат в процессе пово-

рота неизменно. После переориентации электрическая ось антенны КРТ должна быть ориентирована на новый исследуемый источник.

В случае невозможности выполнения ограничений по бортовым служебным системам и научной аппаратуре при переориентации методом «конечного поворота» она может быть выполнена с помощью двух или более последовательных разворотов, каждый из которых обеспечивает выполнение ограничений.

Примечания:

- Требуемая точность ориентации достигается через 150 секунд после окончания переориентации.
- Переориентации могут осуществляться как с непрерывным наведением ОНА на рабочую НСС, так и без наведения. Вариант определяется в процессе планирования исследований.
- При поиске Солнца (осуществляется после выведения КА на рабочую орбиту и в случае аварийных ситуаций) допускается нарушение всех ограничений, указанных в данном протоколе.

2.4. Ограничения по наземным средствам управления, приема научной информации и наземным радиотелескопам

Под углом места КА (или исследуемого источника) понимается угол между вектором «наземная станция – КА (или исследуемый источник)» и местным горизонтом.

2.4.1. Ограничения на ориентацию антенн наземных станций управления (НСУ)

- Угол места КА должен превышать 7° .
- Угол «Солнце–антенна НСУ–КА» должен превышать 10° .
- Угол «Луна–антенна НСУ–КА» должен превышать 5° .

Геоцентрические координаты НСУ и максимальные угловые скорости по азимуту и углу места приведены в таблице 1 Протокола (*Протокол функциональных ограничений...*, 2011).

2.4.2. Ограничения на ориентацию антенн НСС

- Угол места КА должен превышать 10° .
- Угол «Солнце–НСС–КА» должен превышать 10° .
- Угол «Луна–НСС–КА» должен превышать 5° .

Геоцентрические координаты НСС и максимальные угловые скорости по азимуту и углу места приведены в таблице 2 Протокола (*Протокол функциональных ограничений...*, 2011).

2.4.3. Ограничения для наземных радиотелескопов (НРТ)

- Угол места исследуемого источника должен превышать 10° .

- Угол «Солнце–НРТ–исследуемый источник» должен превышать 10° .
- Угол «Луна–НРТ–исследуемый источник» должен превышать 5° .

Наземные радиотелескопы условно разделяются на большие (диаметр 32–64 м) и малые (диаметр 22–32 м) в соответствии с размером антенн. Информация об используемых НРТ берется из файла, формируемого АКЦ ФИАН.

3. Условия проведения наблюдений

При проведении наблюдений предполагается, что ограничения, сформулированные в разделах 2 и 3, выполняются.

3.1. Научные наблюдения

При проведении научных наблюдений необходимо выполнение следующих условий:

- видимость исследуемого источника с КА;
- видимость исследуемого источника как минимум с трех НРТ одновременно, причем два из них должны быть большими, а третий может быть малым;
- видимость КА с одной из станций слежения.

Примечание: Научные наблюдения могут быть прерваны:

- для проведения траекторных измерений;
- для передачи команд во время сеанса управления;
- для перехода с одной НСС на другую;
- для разгрузки управляющих двигателей – маховиков с помощью двигателей стабилизации;
- при прохождении тени от Земли или Луны.

Времена и моменты этих операций определены заранее при формировании научной программы.

3.2. Режим юстировки и калибровки коэффициента усиления антенны КРТ

Операция юстировки в полете служит для определения угловых отклонений в двух плоскостях электрической оси антенны КРТ от предполагаемого направления в визирной СК и осуществляется сканированием антенной КРТ в окрестности юстировочного источника (астрономический объект) путем программного углового движения КА из заданного исходного положения с одновременным приемом с помощью КРТ-сигнала этого источника, передачи на Землю получаемой с помощью КРТ-информации, а также телеметрической информации БКУ об ориентации КА.

В результате обработки на Земле рассчитываются угловые отклонение электрической оси антенны КРТ:

- $\Delta\alpha$ – угол между проекцией оси на плоскость $X_B O_B Z_B$ и осью «+ X_B » визирной СК. Положительное направление отсчёта – в сторону оси «+ Z_B »;

- $\Delta\beta$ – угол между осью и плоскостью $X_B O_B Z_B$ визирной СК. Положительное направление отсчёта – в сторону оси «+ Y_B ».

Расчет кватерниона ориентации визирной СК относительно инерциальной СК для наведения КРТ на исследуемые источники в последующем должен производиться с учетом найденных угловых отклонений электрической оси антенны КРТ.

Примечание: Угловые отклонения ПСК звездных датчиков по отношению к измеренному на Земле положению, а также их систематические погрешности сводятся при обработке к эквивалентным угловым отклонениям электрической оси антенны КРТ относительно визирной СК. Одновременно в данные об угловом положении ПСК звездных датчиков могут быть внесены корректировки не более одной угловой минуты с соответствующим изменением на борту матриц их ПСК (см. раздел 2).

Юстировка КРТ проводится, в основном, без сброса данных на НСС, для их записи используется бортовое запоминающее устройство. За все время работы КРТ лишь дважды данные юстировки передавались по каналу ОНА–НСС.

При выполнении юстировки КРТ должны учитываться ограничения на ориентацию КА, изложенные в Протоколе. Список юстировочных источников и их координаты приведены в таблицах 4 и 5 Протокола.

3.3. Режим юстировки ОНА КА

При проведении операции юстировки ОНА (поиск оси диаграммы направленности) БКУ формирует программу разворотов привода ОНА по углам ψ и θ относительно расчетного направления на НСС. При осуществлении этих разворотов на НСС измеряется и фиксируется уровень принимаемого с ОНА сигнала.

В результате совместной обработки на Земле данных, полученных при проведении серии операций юстировки ОНА с различными углами ψ и θ , уточняются пять параметров: три угла положения ПСК привода относительно визирной СК и два угла $\delta_{ю1}$, $\delta_{ю2}$ ориентации электрической оси ОНА относительно выходного фланца привода (ПдСК).

За счет юстировки существенно уменьшается вклад самого привода в итоговую погрешность наведения ОНА. Значительная часть случайных, неизвестных, но постоянных систематических погрешностей привода сводится при обработке к эквивалентным пяти вышеуказанным уточняемым параметрам.

Матрица $M_{уст}$, соответствующая трем уточненным углам положения ПСК привода, а также два угла $\delta_{ю1}$ и $\delta_{ю2}$ вводятся в БКУ с Земли и в дальнейшем используются в БКУ при расчете углов привода ψ и θ для наведения ОНА (см. приложение).

При проведении юстировки должны учитываться ограничения для наведения ОНА.

4. Условия проведения сеансов лазерной дальнометрии

При проведении баллистических расчетов используются следующие исходные данные: в качестве возможных наземных станций для проведения сеансов лазерной дальнометрии могут использоваться станции, приведенные в таблице 3 Протокола.

При расчете возможных интервалов проведения сеансов лазерной дальнометрии принимаются следующие условия проведения этих сеансов:

- угол места КА над горизонтом соответствующей станции лазерной дальнометрии должен быть более 30° ;
- угол между направлениями с КА на Солнце и на станцию лазерной дальнометрии должен быть более 15° ;
- угол места Солнца над горизонтом соответствующей станции лазерной дальнометрии должен быть менее -10° ;
- время сеанса лазерной дальнометрии должно быть не более 1 часа;
- в середине сеанса лазерной дальнометрии ось «-X» КА направлена на Землю, при этом за время проведения сеанса лазерной дальнометрии угол между этой осью и вектором КА – Земля должен быть не более 3° ;
- должны учитываться ограничения на ориентацию КА, изложенные в Протоколе.

заключение

Рассмотренный в статье Протокол функциональных ограничений является, по существу, математическим базисом для решения всех задач по моделированию возможных конфигураций наземно-космического радиоинтерферометра РАДИОАСТРОН. На этой основе в Астрокосмическом центре ФИАН и НПО им. С.А. Лавочкина созданы программные пакеты для планирования наблюдений с РАДИОАСТРОНОМ. В предпусковой период развития проекта много времени было уделено тестированию обоих пакетов.

Планирование реальных наблюдений радиоисточников с интерферометром РАДИОАСТРОН не ограничивается только учетом функциональных условий на ориентацию различных элементов наземно-космического радиоинтерферометра в соответствии с Протоколом. На завершающей стадии подготовки наблюдений исследуемых источников из заданного списка их последовательности и длительности наблюдательных сеансов проводится проверка соблюдения теплового режима различных частей передающей ОНА и КА в целом.

приложение

Алгоритм расчета углов ψ и θ привода остронаправленной антенны.

При расчете углов ψ и θ привода ОНА для наведения электрической оси на НСС должны учитываться как матрица $M_{уст}$, так и углы $\delta_{ю1}$ и $\delta_{ю2}$ действительного углового положения электрической оси ОНА на выходном фланце привода ОНА в ПдСК.

Пусть \vec{r}_3 – рассчитанный с помощью матрицы $M_{уст}$ единичный радиус-вектор пункта НСС в ПСК привода. Далее реализуется следующий алгоритм:

1. Проверяется выполнение условия: $|r_{zy}| < \cos(\delta_{ю1} + \delta_n)$, где δ_n – значение порога безопасности. Первоначально принимается $\delta_n = 1^\circ$. В дальнейшем может уточняться и корректироваться с использованием командно-программной информации, передаваемой на борт с Земли.

2. Если условие п. 1 не выполняется, то сохраняются рассчитанные к данному моменту значения углов ψ и θ .

3. Если условие п. 1 выполняется, рассчитывается угол разворота привода ψ_0 в предположении $\delta_{ю1} = \delta_{ю2} = 0$:

$$\psi_0 = \text{atan2} \left(\frac{-r_{zz}}{\sqrt{I - r_{zy}^2}}, \frac{r_{zx}}{\sqrt{I - r_{zy}^2}} \right), -\pi < \psi_0 \leq \pi.$$

$$4. \delta\psi = \arcsin \left(\frac{\sin \delta_{ю1}}{\sqrt{I - r_{zy}^2}} \right).$$

$$5. \psi = \psi_0 - \delta\psi.$$

$$6. \theta = \arcsin \left(\frac{r_{zy}}{\cos \delta_{ю1}} \right) - \delta_{ю2}.$$

7. Проверка рассчитанных углов ψ и θ на принадлежность рабочему диапазону:

$$\psi_{\min} \leq \psi \leq \psi_{\max}, \theta_{\min} \leq \theta \leq \theta_{\max}.$$

Если рассчитанные углы ψ и θ вне диапазонов, то выполнение полетного задания для наведения ОНА прекращается. Значения ψ_{\min} , ψ_{\max} , θ_{\min} , θ_{\max} приведены в Протоколе.

список литературы

Александров Ю.А., Андреянов В.В., Бабакин Н.Г., Бабышкин В.Е. и др. РАДИОАСТРОН (проект «СПЕКТР-Р») – радиотелескоп много больше Земли. Основные параметры и испытания // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 11-18.

Протокол функциональных ограничений на ориентацию бортовых и наземных средств проекта «РАДИОАСТРОН» 118-5-CP-03-11 // Сайт проекта «РАДИОАСТРОН». URL: http://www.asc.rssi.ru/radioastron/documents/const/prot6v_ru.pdf. (дата обращения: 10.04.2014).

Статья поступила в редакцию 11.04.2014 г.

СОЗДАНИЕ ПРЕЦИЗИОННОЙ КОНСТРУКЦИИ КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО РАДИОТЕЛЕСКОПА

*А.С. Аставин¹, В.С. Ковалев¹, Р.В. Комаев¹,
tsvelev@laspase.ru; laspase.ru;
A.S. Astavin V.S. Kovalev R.V. Komayev*

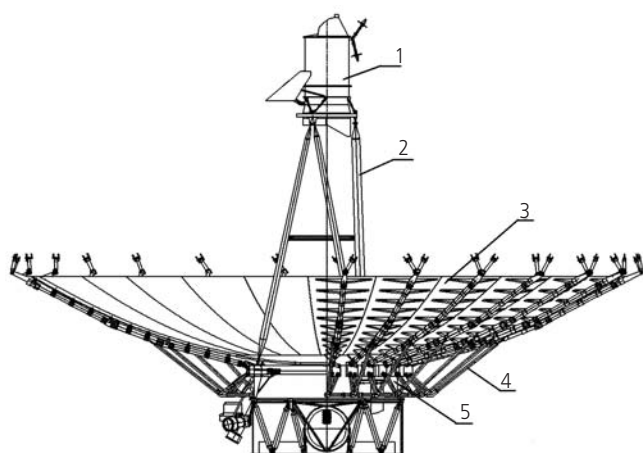
*А.А. Моисеев¹, кандидат
технических наук,
moisheev@laspase.ru;
A.A. Moisheev*

*В.М. Цвелев¹, tsvelev@laspase.ru;
V.M. Tsvelev
В.А. Серебrennikov¹,
komayev@laspase.ru;
V.A. Serebrennikov*

В статье приведены методы конструктивных и технологических решений, позволивших разработать и изготовить космический радиотелескоп, обладающий большими размерами и высокой точностью рабочей поверхности рефлектора и положения фокального узла.

Ключевые слова: термостабильность; термодформация; размеростабильность; рефлектор; лепесток.

Проектирование конструкции космического радиотелескопа (КРТ) в НПО им. С.А. Лавочкина было начато с получения технического задания, одним из основных требований которого было обеспечение высокой точности контура десятиметрового рефлектора и положения фокального узла (Ефанов В.В. и др., 2012) в условиях орбитального полета. В результате сравнения различных вариантов по критериям оптимизации (Кардашев Н.С. и др., 2011; Полищук Г.М. и др., 2006) была принята конструктивная схема разворачиваемого рефлектора, состоящего из центрального зеркала и 27 лепестков, разворачивающихся после выведения в рабочее положение (рисунок 1).



1 – фокальный отсек; **2** – ферма фокального отсека;
3 – лепесток рефлектора; **4** – подкос; **5** – проставка.

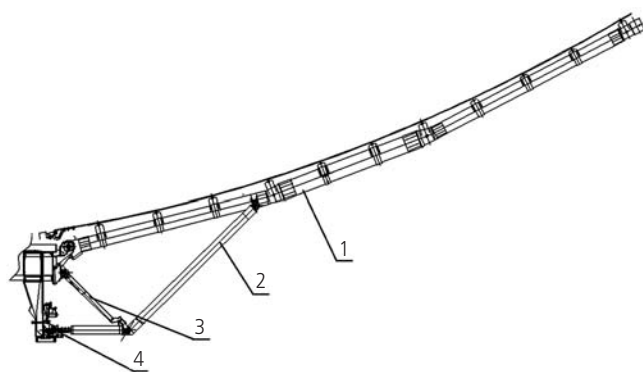
рисунок 1. Конструкция рефлектора КРТ

DEVELOPMENT OF PRECISION STRUCTURE OF LARGE-SIZE SPACE RADIO TELESCOPE

The article presents methods of design and engineering concepts, enabling development and manufacturing space radio telescope with large size and high accuracy of reflector effective area and focal assembly position.

Key words: thermal stability; thermal deformation; dimensional consistency; reflector; lobe.

Высокая точность постановки лепестков в контур рабочей поверхности рефлектора достигалась тем, что узел фиксации лепестка располагался на значительном расстоянии от оси поворота (рисунок 2).



1 – каркас лепестка; **2** – подкос лепестка;
3 – водило; **4** – ловитель.

рисунок 2. Конструкция лепестка рефлектора

Одновременно при такой конструктивной схеме становились реализуемыми требования к точности узла стопорения. Дальнейшая оптимизация геометрии рефлектора практически невозможна вследствие ограниченности зоны размещения космического аппарата с радиотелескопом под головным обтекателем.

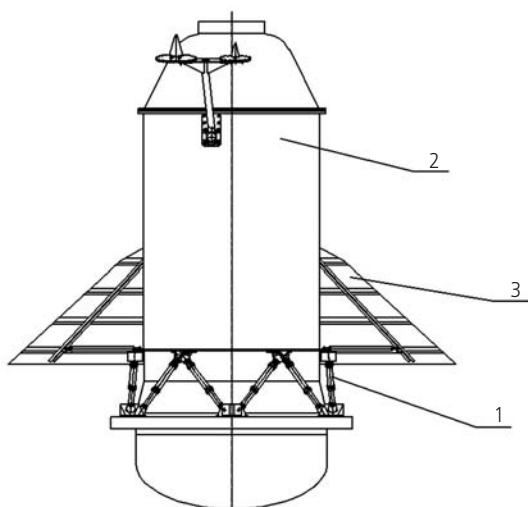
Важнейшей частью конструкции, обеспечивающей требуемые точности, оказалась проставка, на которой закреплялись центральное зеркало, лепестки и ферма с фокальным контейнером. Кроме того, проставка яв-

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

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

ляется основным силовым элементом конструкции, воспринимающим нагрузки иного различного оборудования, размещаемого на ней и передающим их на силовую конструкцию космического аппарата (КА). Расчет, сделанный в обеспечение точности, показал, что проставка должна быть размеростабильной в условиях полета. Оценивались различные схемы конструкции, в итоге был принят вариант изготовления проставки из алюминиевых сплавов как наиболее простой и технологичный. Для уменьшения рабочего диапазона и перепадов температур на проставке установили кольцевые теплопроводы из тепловых труб, на них разместили управляемые нагреватели. Детали проставки устанавливали на теплопроводной пасте, за счет эффективной экранно-вакуумной теплоизоляции были уменьшены теплопритоки от наружных элементов конструкции. Дополнительно внутреннюю поверхность проставки покрыли эмалью с высоким коэффициентом черноты, улучшив этим лучистый теплообмен. Как результат, температурной диапазон на проставке был существенно уменьшен, перепады температур снижены до единиц градусов, а сама проставка стала достаточно термостабильной.

Ферма фокального отсека выполнена из шести углепластиковых стержней, соединенных на кольцевом шпангоуте. Чтобы обеспечить наибольшую эффективность работы рефлектора радиотелескопа при большой высоте, ферма имела сравнительно малую ширину по точкам установки. При такой геометрии размеростабильность фермы ухудшается, но при этом затенение рефлектора уменьшилось. Для компенсации этого явления болтовые соединения были выполнены по более плотным, чем обычно, посадкам. Для наземной фокусировки радиотелескопа фокальный отсек крепится к ферме с помощью шести стержней изменяемой длины. Эти узлы обеспечивают все необходимые для фокусировки смещения фокального узла, расположенного на отсеке (рисунок 3).



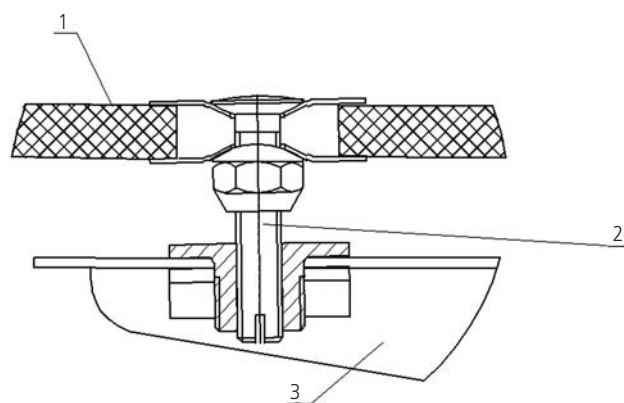
1 – стержень; **2** – фокальный отсек; **3** – радиатор.

рисунок 3. Фокальный узел

Фокальный узел и часть аппаратуры должны охлаждаться при радиоастрономических наблюдениях. Система охлаждения за счет значительных термодформаций может смещать фокальный узел от первоначального положения. Для уменьшения влияния системы охлаждения на смещение фокального узла, после окончания активного участка, снимались лишние связи радиатора с фокальным отсеком. Попутно ликвидировался лишний тепловой поток от фокального отсека к радиаторам системы охлаждения, улучшалась работа системы охлаждения фокального узла и системы терморегулирования фокального отсека.

Материалы других элементов конструкции, влияющих на точность контура рефлектора и положения фокального узла, также выбирались размеростабильными. Подкосы лепестков изготавливались из углепластика, титанового сплава и инвара. Эти материалы имеют низкий коэффициент линейного термического расширения (КЛТР).

Лепесток представляет собой размеростабильный каркас (см. рисунок 2), на котором закреплялась оболочка трехслойной конструкции (из углепластика с сотовым заполнением). Высота сотозаполнителя была выбрана 4.5 мм. При такой высоте оболочка хорошо держит форму, при этом позволяет регулировать контур рабочей поверхности и незначительно влияет на каркас лепестка. Так как оболочка подвержена существенным термодформациям из-за большого температурного перепада, крепление к каркасу осуществлялось с помощью узлов, позволяющих регулировать и сохранять положение рабочей поверхности лепестка относительно каркаса и одновременно не препятствующих перемещению оболочки в плоскости, касательной к рабочей поверхности (рисунок 4).



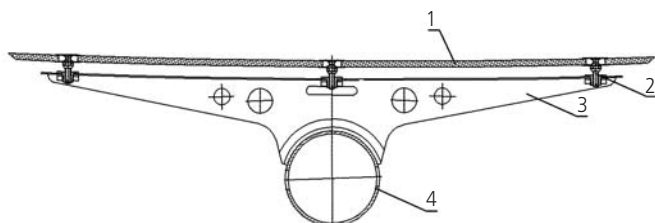
1 – оболочка лепестка; **2** – регулировочный винт;
3 – каркас лепестка.

рисунок 4. Узел крепления оболочки лепестка

С помощью этих узлов удалось отрегулировать контур лепестка со среднеквадратичным отклонением до 0.1 мм от номинального параболоида. Регулировка рабочей поверхности проводилась на стенде,

позволяющем обезвесить лепесток в четырех точках, и с привязкой к будущему размещению лепестка в рефлекторе. Позже, когда появилась возможность применить более совершенную систему измерений рабочей поверхности, регулировка рабочей поверхности лепестков проводилась непосредственно в рефлекторе с обезвешиванием каждого лепестка в трех точках. При этом понадобилось установить рефлектор на жесткое и ровное кольцо, которое ликвидировало бы деформации конструкции от дополнительной весовой нагрузки и неровностей пола.

Размеростабильный каркас лепестка представляет собой конструкцию из трех углепластиковых трубчатых элементов, соединенных между собой с помощью титановых кронштейнов. Кронштейны изготавливались возможно меньшей длины, так как титановый сплав имеет несколько большее значение КЛТР по сравнению с углепластиком. На трубах и кронштейнах закреплены титановые профили (рисунок 5).

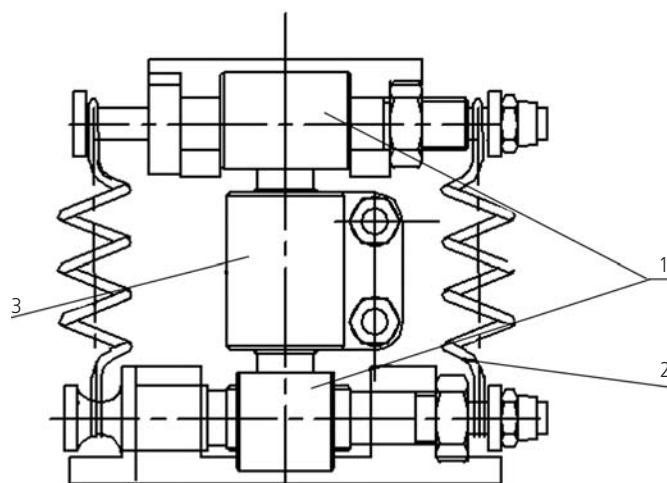


- 1 – оболочка лепестка;
- 2 – узел крепления оболочки к каркасу;
- 3 – титановый профиль каркаса; 4 – трубчатый элемент.

рисунок 5. Крепление оболочки к каркасу лепестка

Трубчатые элементы каркасов и каркасы в сборе испытывались на геометрическую стабильность при температурных воздействиях. При испытаниях выяснилось, что углепластиковые трубы при воздействии температур существенно закручиваются и не обеспечивают требуемую стабильность каркаса. Для компенсации этого явления были проработаны различные схемы армирования, применяли дополнительную намотку углеволоком. В итоге решили сузить диапазон рабочих температур, применив термостатирование каркасов. Кроме того, для сборки каркасов трубчатые элементы отбирали селективно, добиваясь того, чтобы в конкретном каркасе закрутка вычиталась, а не суммировалась.

Центральное зеркало изготовлено из углепластика. Закрепление центрального зеркала к проставке осуществлялось также с помощью девяти узлов, предотвращающих нежелательное влияние взаимных термдеформаций центрального зеркала и проставки. Конструктивно эти узлы представляют собой шарниры, дающие возможность радиальных перемещений точки крепления центрального зеркала (рисунок 6).



- 1 – шарниры узла крепления; 2 – пружины;
- 3 – регулировочный тандер.

рисунок 6. Узел крепления центрального зеркала

Раскрытие лепестков рефлектора из сложенного состояния в рабочее осуществлялось с помощью механизма от электромеханического привода. Чтобы воздействие от механизма, после окончания раскрытия, не влияло на контур рабочей поверхности рефлектора, механизм был снабжен устройством, разрывающим его связи с лепестками.

Закрепление рефлектора на космическом аппарате осуществлялось в шести точках. Такое крепление позволяло выдерживать нагрузки, возникающие на активном участке выведения аппарата на орбиту, но являлось избыточным для работы телескопа на орбите. Для того чтобы уменьшить влияние КА на форму рефлектора, связи в трех точках из шести ликвидировались. С этой же целью аппаратура, осуществляющая ориентацию аппарата на объект наблюдения, была установлена на проставке рефлектора, т.е. непосредственно на телескопе.

Конструкция рефлектора КРТ разработана с учетом необходимости размещения в сложенном состоянии под головным обтекателем. Исходя из этих требований рефлектор КРТ имеет две основные составные части – неподвижную и трансформируемую.

Неподвижная часть – центральное зеркало, ферма рефлектора, проставка КРТ. Трансформируемая часть рефлектора определяется требованиями к сложенному состоянию и состоит из 27 отдельных лепестков и 27 щитков. Назначение последних заключается в перекрытии зазора, образующегося между центральным зеркалом и лепестками в раскрытом состоянии рефлектора КРТ. Центральное зеркало, лепестки и щитки после раскрытия образуют параболоид вращения с заданными геометрическими параметрами. Рефлектор КРТ в сложенном состоянии представлен на рисунке 7.

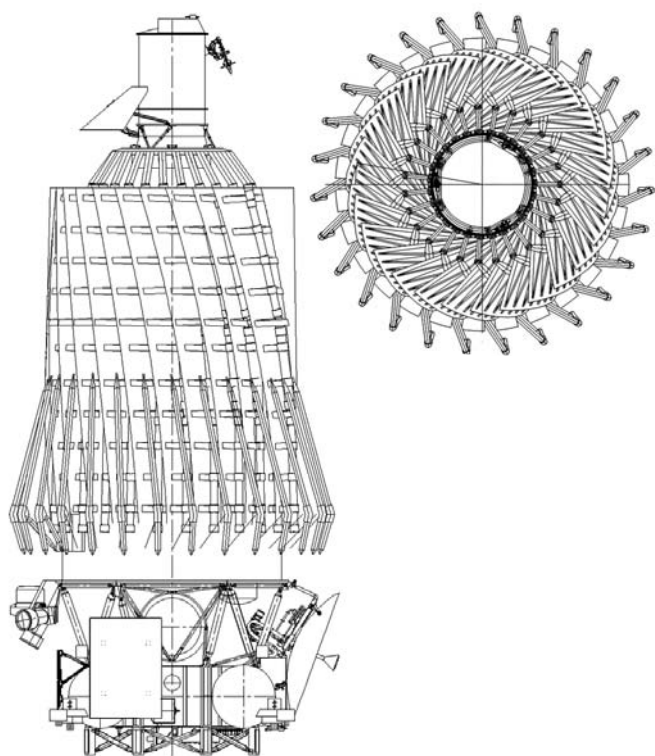
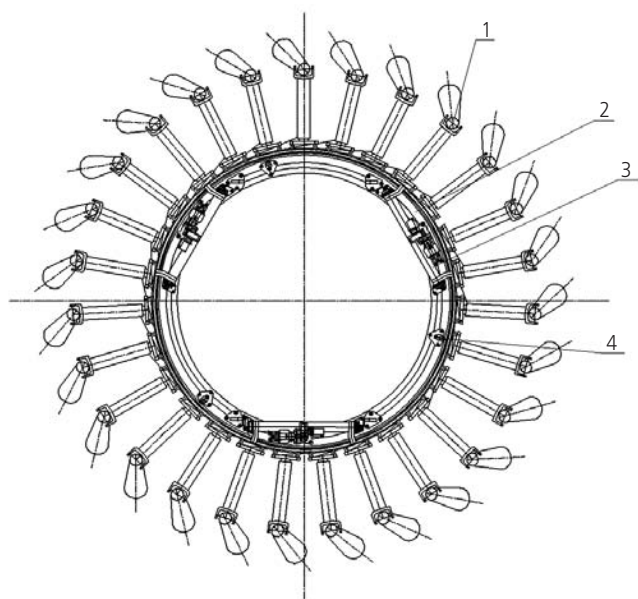


рисунок 7. Рефлектор КРТ в сложенном состоянии

В сложенном состоянии 27 лепестков зафиксированы подвижным кольцом механизма зачековки (рисунок 8), расположенном на ферме рефлектора. 27 щитков в сложенном состоянии опираются с помощью пружинных механизмов на лепестки и открываются синхронно с лепестком.

Раскрытие рефлектора КРТ происходит с помощью электромеханического привода, расположенного внутри проставки рефлектора КРТ.

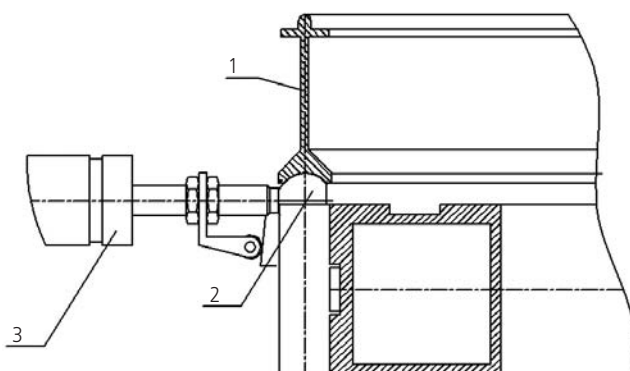


1 – каркас лепестка; **2** – механизм зачековки;
3 – прижим; **4** – толкатель.

рисунок 8. Механизм зачековки лепестков рефлектора

Раскрытие происходит в следующем порядке:

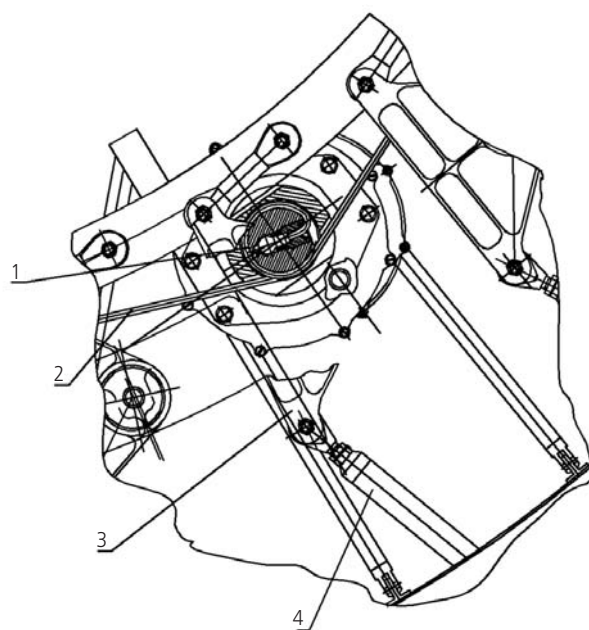
- после подачи команды на раскрытие рефлектора срабатывают три пирочки, удерживающие подвижное кольцо механизма зачековки. Подвижное кольцо поднимается вверх, освобождая шаровые опоры, с помощью которых лепестки фиксируются в механизме зачековки;
- шаровые опоры выталкиваются пружинными толкателями из гнезд механизма зачековки (рисунок 9). Срабатывание механизма зачековки фиксируется телеметрическими датчиками;



1 – подвижное кольцо; **2** – шаровые опоры;
3 – рычаг лепестка.

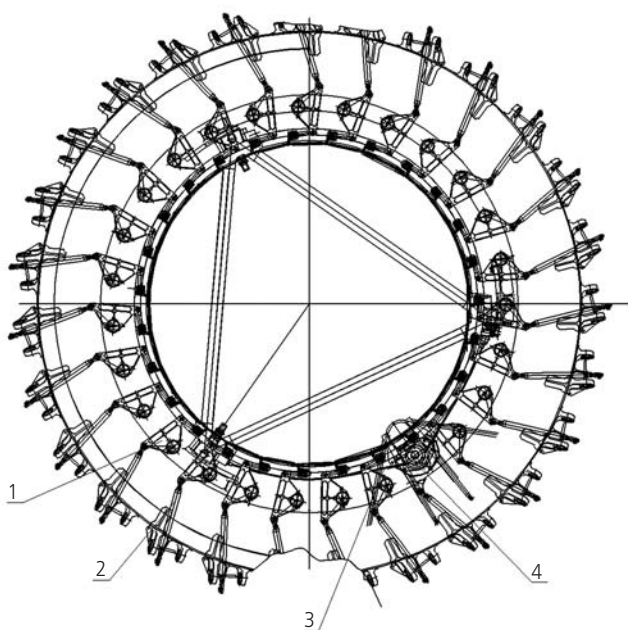
рисунок 9. Механизм зачековки в сложенном состоянии

- подается команда на включение электромеханического привода, расположенного в проставке КРТ. Электромеханический привод через систему тросов, колец, качалок и тяг поворачивает лепестки рефлектора (рисунки 10 и 11);



1 – привод; **2** – трос; **3** – качалка; **4** – тяга.

рисунок 10. Электромеханический привод



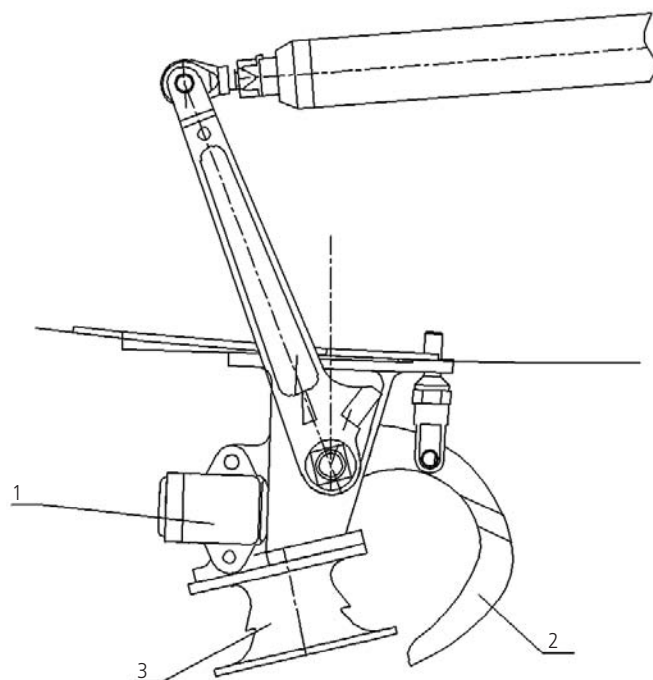
1 – качалка; 2 – тяга; 3 – трос; 4 – привод.

рисунок 11. Механизм раскрытия лепестков КРТ

- в процессе поворота лепестков происходит построение силового каркаса рефлектора КРТ, состоящего из каркасов лепестков, подкосов и водил (кронштейнов подводящих подкосы в ловители узлов стопорения лепестков), рисунок 2;
- после выключения электромеханического привода подается команда на подрыв трех пирочек узлов стопорения лепестков рефлектора КРТ. 27 узлов стопорения объединены в три группы по девять узлов стопорения в каждой. Девять узлов стопорения, объединенных в одну группу, срабатывают синхронно после подрыва пирочки. Подрыв трех пирочек узлов стопорения осуществляется по одной команде. Таким образом, захват и стопорение лепестков рефлектора осуществляется одновременно. Каждый узел стопорит свой лепесток рефлектора. После срабатывания пирочек освобождаются крюки узлов стопорения, которые захватывают шаровые опоры подкосов лепестков и притягивают их к дну чашки ловителя. Конструкция узла стопорения позволяет притягивать и стопорить свой лепесток рефлектора независимо от работы остальных узлов стопорения. Факт стопорения лепестков фиксируется 27 телеметрическими датчиками (рисунок 12);
- после раскрытия рефлектора подается команда на разблокировку механизма раскрытия рефлектора КРТ.

Рефлектор КРТ в раскрытом состоянии представлен на рисунке 13.

Более чем два года работы радиотелескопа на орбите подтвердили правильность конструкторских и технологических решений, принятых при разработке, испытаниях и изготовлении.



1 – датчик; 2 – крюк; 3 – ловитель.

рисунок 12. Узел стопорения лепестков

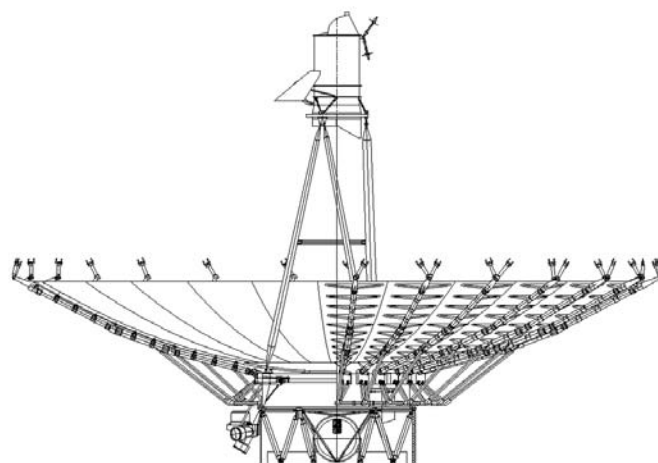


рисунок 13. Рефлектор КРТ в раскрытом состоянии

список литературы

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М. Космические роботы на службе науки // Наука в России. 2012. № 1. С. 4-14.

Кардашев Н.С., Хартов В.В. и др. «РАДИОАСТРОН» (проект «СПЕКТР-Р») – радиотелескоп много больше Земли. Основные параметры и испытания // Вестник ФГУП им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 11-19.

Полищук Г.М., Пичхадзе К.М. и др. Космические аппараты для фундаментальных научных исследований // Полет. 2006. № 8. С. 3-11.

Статья поступила в редакцию 03.04.2014 г.

К ВОПРОСУ О ЧИСЛЕННОМ МОДЕЛИРОВАНИИ ДИНАМИКИ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «СПЕКТР-Р»

М.Ю. Архипов¹,
кандидат технических наук,
rusengineer@mail.ru;
М. Yu. Arhipov

П.П. Тепленев²,
dep103180@laspace.ru;
P.P. Telepnev

Д.А. Кузнецов²,
кандидат технических наук,
dimuz@bk.ru;
D.A. Kuznetsov

В статье представлены результаты моделирования динамики космического радиотелескопа «СПЕКТР-Р» с учетом полученных данных наземных испытаний, что позволило оценить динамические отклонения отражающей поверхности рефлектора, вызванные работой привода остронаправленной антенны.

Ключевые слова: динамическое моделирование; рефлектор; космической радиотелескоп; остронаправленная антенна.

Максимальное отклонение отражающей поверхности рефлектора космического радиотелескопа (КРТ) «СПЕКТР-Р» (Авдеев В.Ю. и др., 2012; Полищук Г.М. и др., 2006) не должно превышать 2 мм с учетом всех факторов, включая неточности при изготовлении и сборке конструкции, температурные деформации, динамические отклонения, вызванные внешними и внутренними источниками возмущений (Ефанов В.В. и др., 2013; 2014). Крупные габариты изделия с достаточно малой жесткостью его элементов в раскрытом состоянии не дают возможности провести надлежащим образом наземные испытания, а некоторые элементы конструкции, например, привод для ориентации антенны радиокомплекса, сложно поддаются математическому моделированию. Только рациональное сочетание компьютерного моделирования с данными наземных экспериментов для отдельных элементов конструкции позволяет наиболее точно отразить реальные прочностные и динамические характеристики рассматриваемого объекта.

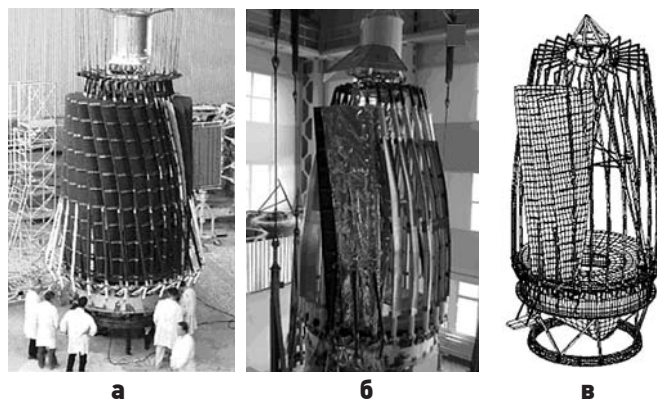
В 2007 году в НПО им. С.А. Лавочкина были проведены вибродинамические испытания рефлектора КРТ в стартовой конфигурации. Целью испытаний было определение прочностных и динамических характеристик конструкции, работоспособности механизмов и узлов, а также возможности сохранения геометрической стабильности рефлектора при вибродинамических воздействиях.

ON THE QUESTION OF NUMERICAL SIMULATION OF «SPEKTR-R» SPACECRAFT STRUCTURE DYNAMICS

The article presents the simulation results of «SPEKTR-R» space telescope dynamics taking into account obtained ground testing data, which allowed assessing of dynamic deviations of reflector reflective surface, caused by operation of high gain antenna drive.

Key words: dynamic modeling; reflector; space radio telescope; high gain antenna.

Испытания проводились с макетом КРТ, который отличался от штатного изделия замененными 24 лепестками из 27 на имитаторы, имеющие аналогичные массы и жесткости, но более простые по конструктивному исполнению, так как в них отсутствовали оболочки отражающих поверхностей, юстировочные узлы и некоторые другие элементы. Замена лепестков в макете КРТ на имитаторы в результате испытаний усложнила идентификацию конечно-элементной модели с характеристиками реальной конструкции рефлектора при орбитальном функционировании. На рисунке 1а представлен рефлектор в транспортном состоянии, на рисунке 1б – макет для испытаний, на рисунке 1в – его конечно-элементная модель.



рисунк 1. Рефлектор КРТ

¹ Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН, Россия, г. Москва.

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

² ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

При моделировании вибродинамических испытаний в первую очередь учитываются собственные колебания конструкции. Для данной задачи результаты этого анализа представляют интерес с точки зрения определения первой упругой частоты конструкции, т.е. нижней границы диапазона собственных частот, а также оценки количества тонов собственных колебаний, необходимых при проведении гармонического анализа. В процессе модального анализа было определено большое количество однотипных тонов, обусловленное подобными элементами конструкции – лепестками и их имитаторами. Тона, связанные с изгибной формой колебаний имитаторов, определены на частотах 5.3 Гц, изгибы лепестков наблюдались на 8.6 Гц, а на 11.0 Гц проявлялась первая собственная частота колебаний платформы звездных датчиков (рисунок 2).

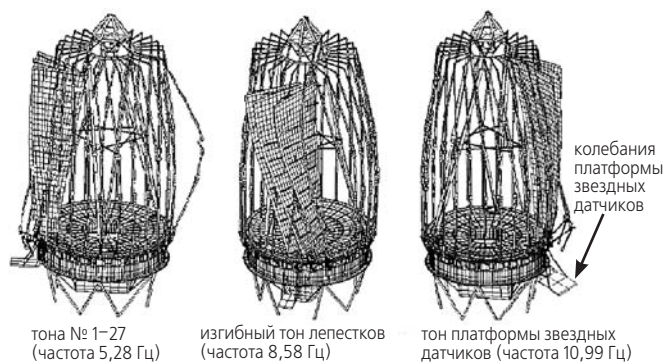


рисунок 2. Некоторые характерные тона собственных колебаний

Также для моделирования вибродинамических испытаний использовался гармонический анализ, где рассматривался случай возбуждения синусоидальной нагрузкой вдоль продольной оси конструкции. В процессе анализа были получены частотные отклики сил и моментов, перемещений и ускорений. При сравнении результатов моделирования с экспериментальными данными, несмотря на сложность испытываемой конструкции, было выявлено хорошее сходство с достаточно малыми погрешностями, но по мере удаления от зоны приложения динамической нагрузки корреляция результатов испытаний и численного моделирования заметно ухудшается.

Существенным также являлся вопрос о взаимном соударении лепестков при выведении на орбиту. Закрепление лепестка в стартовой конфигурации характеризуется относительно низкой крутильной жесткостью, что потенциально могло привести к соударениям лепестков и повреждению отражающей поверхности при выведении космического аппарата (КА) на орбиту. Была проведена соответствующая обработка полученных результатов моделирования с целью получения динамических зазоров между лепестками (рисунок 3).

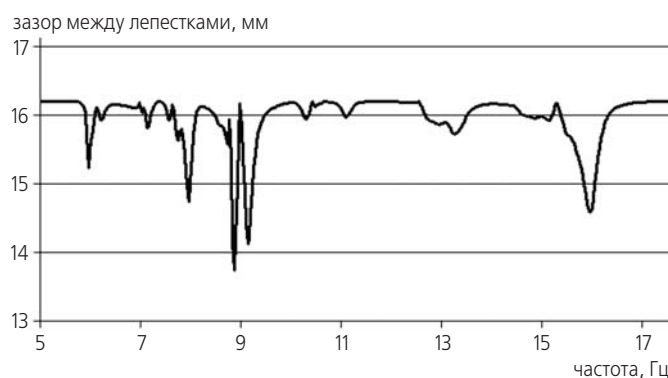


рисунок 3. Амплитудно-частотная характеристика динамических зазоров между лепестками

Полученные значения зазоров свидетельствуют об отсутствии соударения лепестков во всем исследуемом диапазоне частот возбуждающей нагрузки. При вибродинамических испытаниях также не было зафиксировано соударений лепестков, что подтверждает адекватность разработанной модели и экспериментальной конструкции. В целом проведенный анализ результатов моделирования и результатов вибродинамических испытаний дал возможность проверить и уточнить разработанную конечно-элементную модель рефлектора, а также оценить уровни демпфирования.

Проведенные мероприятия позволяют перейти к следующему этапу моделирования орбитальной динамики КРТ. Математическая модель КА в орбитальной конфигурации может быть разделена на несколько крупных фрагментов, соответствующих конструктивному делению КА: КРТ «РАДИОАСТРОН», служебный модуль (СМ) «НАВИГАТОР», панели солнечных батарей, привод с антенной радиокомплекса. Модель рефлектора и отсека с научной аппаратурой и оборудованием разработана на базе модели КРТ в стартовой конфигурации. Конечно-элементные модели СМ «НАВИГАТОР», панелей солнечных батарей, привода с антенной радиокомплекса разработаны в рамках собственных проектов, которые были уточнены по результатам наземных испытаний (Кузнецов Д.А. и др., 2010).

Для задачи моделирования возбуждения конструкции работающим приводом ориентации антенны радиокомплекса время расчета с помощью прямого интегрирования составило около 10 часов. Поэтому на этапе выполнения динамических расчетов для сокращения времени расчетов было принято решение модифицировать модель и перейти к использованию суперэлементной модели СМ «НАВИГАТОР». Конечно-элементная модель СМ «НАВИГАТОР» содержит 8282 узла, а его суперэлементная модель – всего 21 узел. До модификации вся модель КРТ включала в себя 25328 узлов, после преобразования число узлов сократилось до 17046. Внедренный суперэле-

мент был проверен модальным анализом. Для первых 30 частот собственных колебаний максимальное отличие суперэлемента от конечно-элементной модели составило: 3.3% для 1-й упругой частоты и 2.5% – для второй; для остальных тонов разница составила менее 1%, что говорит о рациональности принятого решения.

Переход к модели КРТ с использованием суперэлемента позволил сократить время переходного анализа с 10 до 1–2 часов. Дополнительные трудозатраты на создание и проверку суперэлемента составили около 5 человеко-часов. На рисунке 4 показаны характерные тона: тон № 7 первой упругой частоты – колебание панелей солнечных батарей, тон № 17 – колебание антенны радиокomплекса, тон № 20 – первый тон колебаний лепестков.

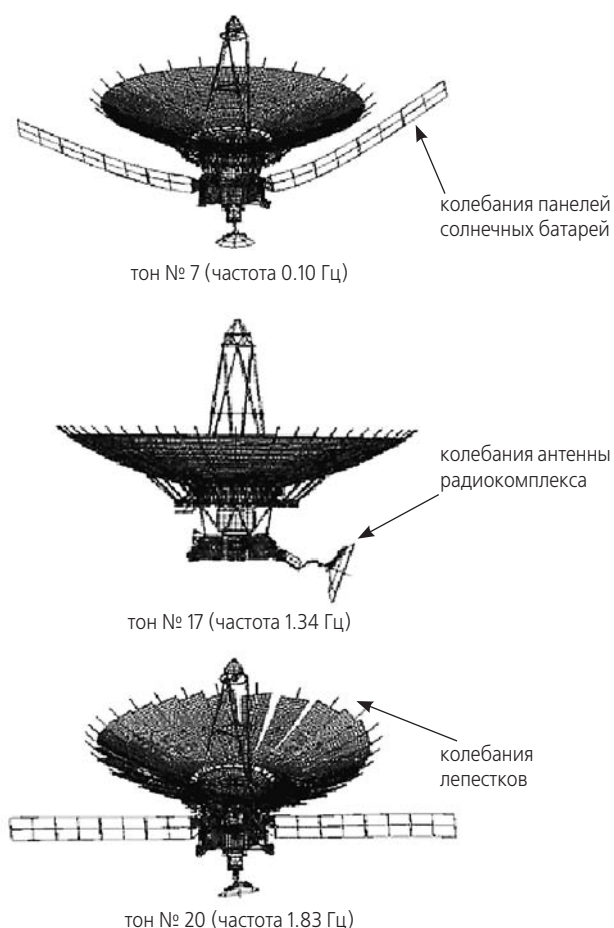


рисунок 4. Первые тона колебаний фрагментов КА

При работе привода ориентации антенны радиокomплекса возникают возмущения на борту КА, которые вызывают динамические отклонения отражающей поверхности рефлектора (Телепнев П.П. и др., 2014). При ориентации антенны на Землю привод выдает последовательность импульсов разгона-торможения, причем поворот при ориентации осуществляется вокруг двух взаимно перпендикулярных осей привода на углы ψ и ϑ . Кроме этого, меняются параметры ци-

клограммы работы – интервалы между импульсом разгона и импульсом торможения, а также интервалы времени между циклами разгона-торможения. По циклограмме работы привода можно определить моменты (рисунок 5), приходящие на конструкцию КА от работающего привода остронаправленной антенны (ОНА).

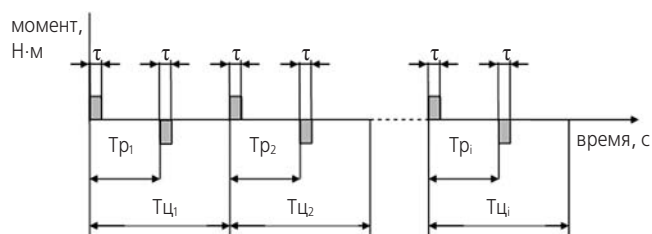


рисунок 5. Циклограмма моментов привода ОНА

На рисунке обозначено: i – номер цикла; T_{pi} – время работы привода для i -го цикла; T_{ci} – время i -го цикла;

$$\tau = \frac{\dot{\phi}_\sigma I_\sigma}{M_\sigma} - \text{время действия момента, где } \dot{\phi}_\sigma - \text{установившаяся угловая скорость, } I_\sigma - \text{момент инерции относительно соответствующей оси вращения, } M_\sigma - \text{момент привода, при } \sigma = \psi, \vartheta, \text{ где } \psi - \text{угол поворота относительно неподвижной оси привода, } \vartheta - \text{угол поворота относительно подвижной оси привода.}$$

$I_{\psi ОНА} = 28.2 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, I_{\vartheta ОНА} = 28.2 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$

На рисунке 6 схематически представлен привод ОНА в собственной системе координат ($X_{ОНА}, Y_{ОНА}, Z_{ОНА}$) относительно связанной системы координат (ССК) изделия ($X_{св}, Y_{св}, Z_{св}$).

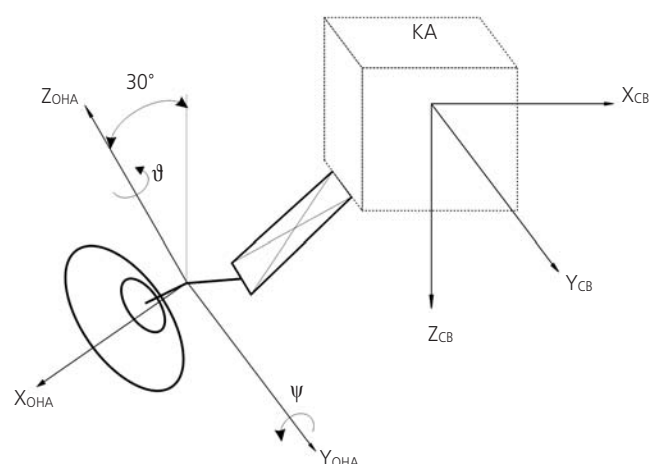


рисунок 6. Привод ОНА в ССК

Моменты, создаваемые приводом ОНА в ССК, можно представить в следующем виде:

$$M_x^{ОНА} = M_{\vartheta ОНА} \sin(30 + \psi);$$

$$M_y^{ОНА} = -M_{\psi ОНА};$$

$$M_{\text{ОНА}} = M_{\text{зОНА}} \cos(30 + \psi),$$

где $M_{\psi\text{ОНА}}$, $M_{\text{зОНА}}$ – моменты, создаваемые приводом ОНА, при наведении, по каждой оси вращения.

Максимальная скорость линии визирования в периферии должна составлять не более 0.1°/с. В зависимости от положения вектора, направленного от КА к пункту приема научной информации в ССК, скорость слежения привода относительно неподвижной оси $\dot{\psi}_{\text{слеж}}$ может изменяться в пределах $\pm 0.2^\circ/\text{с}$, а относительно подвижной оси $\dot{\theta}_{\text{слеж}}$ – в пределах $\pm 0.1^\circ/\text{с}$.

Угол поворота привода $\Delta\phi$, соответствующий «пачке» управляющих импульсов, определяется данными полетного задания, закладываемыми в бортовой комплекс управления отдельно для ближнего (<100000 км) и дальнего (>100000 км) участков орбиты; он может составлять от 6' до 30'.

Тр вычисляется следующим образом:

$$\text{Тр} = \Delta\phi / \dot{\phi}_{\text{пр}},$$

где $\dot{\phi}_{\text{пр}}$ – скорость вращения привода при обработке «пачек» управляющих импульсов на частоте 130 Гц, равная 0.35 °/с.

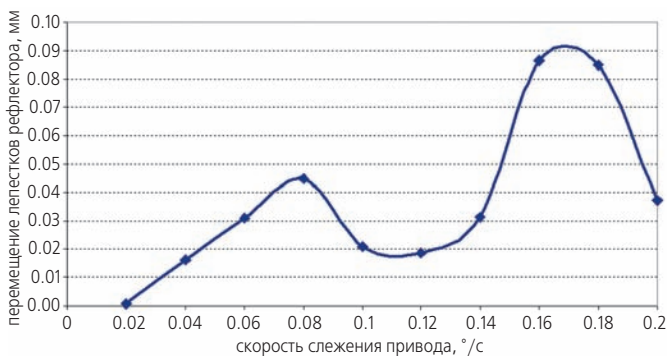
Тц вычисляется следующим образом:

$$\text{Тц}_{\psi} = \Delta\phi / \dot{\psi}_{\text{слеж}};$$

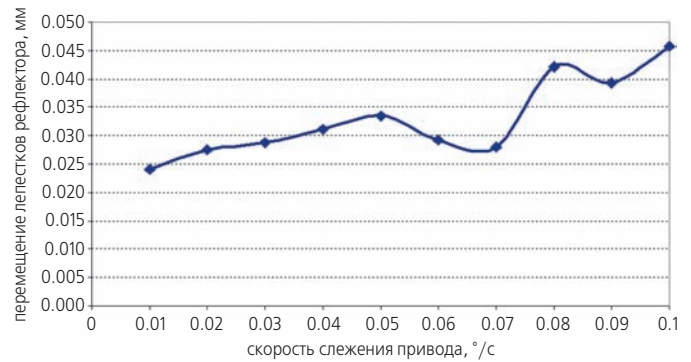
$$\text{Тц}_{\theta} = \Delta\phi / \dot{\theta}_{\text{слеж}}.$$

Полный перечень значений Тр, Тц и частот может быть получен вариацией значений $\dot{\psi}_{\text{слеж}}$, $\dot{\theta}_{\text{слеж}}$ и $\Delta\phi$ в указанных диапазонах.

Путем моделирования реакции конструкции КА на работу привода ОНА по обоим каналам во всем требуемом диапазоне скоростей удалось определить максимальные перемещения лепестков рефлектора КРТ. На рисунке 7 представлена зависимость перемещения лепестков рефлектора от скорости слежения привода ОНА относительно неподвижной оси, на рисунке 8 – относительно подвижной оси.



рисунк 7. Перемещение лепестков рефлектора относительно $\dot{\psi}_{\text{слеж}}$



рисунк 8. Перемещение лепестков рефлектора относительно $\dot{\theta}_{\text{слеж}}$

В работе было проведено моделирование динамики КРТ «СПЕКТР-Р», включающее в себя расчетные и экспериментальные методы, что позволило оценить динамические отклонения отражающей поверхности рефлектора, вызванные работой привода ОНА, а также определить модальные характеристики изделия.

список литературы

- Авдеев В.Ю., Алакоз А.В., Александров Ю.А., Андриянов В.В. и др. Космическая миссия «РАДИО-АСТРОН». Первые результаты // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 3. С. 4-21.
- Ефанов В.В., Бирюков С.А., 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. 21-26.
- Ефанов В.В., Бирюков С.А., Деменко О.Г., Горюнов В.В. Совершенствование систем разделения современных КА по снижению ударных нагрузок // Полет. 2014. № 2. С. 30-37.
- Кузнецов Д.А., Ермаков В.Ю., Тепнев П.П., Сова А.Н. Экспериментальная оценка собственных динамических характеристик балки с приводами // Проблемные вопросы развития наземных комплексов, стартового оборудования и эксплуатации летательных аппаратов: сборник научных трудов. Ч. 3. М.: КБ ТХМ, 2010. С. 181-194.
- Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. Космические аппараты для фундаментальных научных исследований // Полет. 2006. № 8. С. 13-19.
- Тепнев П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Ермаков В.Ю. Анализ режимов работы космического аппарата «СПЕКТР-Р» для различных алгоритмов управления приводом остронаправленной антенны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 100-103.

Статья поступила в редакцию 17.04.2014 г.

АНАЛИЗ РЕЖИМОВ РАБОТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «СПЕКТР-Р» ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ПРИВОДОМ ОСТРОНАПРАВЛЕННОЙ АНТЕННЫ

ANALYSIS OF «SPEKTR-R» SPACECRAFT OPERATING MODES FOR VARIOUS ALGORITHMS OF HIGH GAIN ANTENNA DRIVE CONTROL

П.П. Телепнев¹,
dep103180@laspace.ru;
P.P. Telepnev
В.В. Ефанов¹,
professor,
доктор технических наук,
vladimir_efanov@laspace.ru;
V.V. Efanov

Д.А. Кузнецов¹,
кандидат технических наук,
dimuz@bk.ru;
D.A. Kuznetsov
В.Ю. Ермаков¹,
кандидат технических наук,
dep103180@laspace.ru;
V.Yu. Ermakov

В статье рассматриваются некоторые режимы управления приводом остронаправленной антенны с целью определения наименьших возмущающих воздействий, приходящих на прецизионную аппаратуру космического аппарата «СПЕКТР-Р».

Ключевые слова:
алгоритм управления приводом;
остронаправленная антенна;
космической радиотелескоп; рефлектор.

The article considers some operational modes of high gain antenna drive in order to determine the minimum disturbing influences impacted precision equipment of «SPEKTR-R» spacecraft.

Key words:
drive control algorithm;
high gain antenna;
space radio telescope; reflector.

Современные прецизионные космические аппараты (КА) имеют в своем составе протяженные гибкие элементы конструкции: панели солнечных батарей (СБ), рефлекторы телескопов, локаторы активных фазированных антенных решёток (АФАР) и другие элементы. В связи с этим необходимо уделять особое внимание задачам анализа точности стабилизации КА и связанным с ними задачам построения надежного прогноза реализуемых в условиях полета уровней угловой стабилизации и перемещений упругих элементов. Угловые колебания КА, вызываемые механическими воздействиями от работающих на борту электромеханических устройств – приводов ориентации СБ (Телепнев П.П. и др., 2010), антенн, сканеров и других устройств (Котомин А.А. и др., 2001; Ефанов В.В. и др., 2013), не устраняются существующими системами ориентации. Причина в том, что рабочие диапазоны частот таких систем ограничиваются сотыми долями герца, тогда как электромеханические приводные устройства, имеющие обычно плотные спектры создаваемых возмущений, интенсивно возбуждают все низкочастотные тоны упругих колебаний конструкции изделия в более широком частотном диапазоне.

Для выполнения требований по динамической точности стабилизации конструкции космического радиотелескопа (КРТ) КА «СПЕКТР-Р» в режимах

прецизионной ориентации и по качеству доставки целевой информации были сформулированы следующие нормативы: разность между максимальным и минимальным угловыми отклонениями не должна превышать 5" за 120 с, угловая скорость – $5.0 \cdot 10^{-4}$ °/с относительно оси X и $2.0 \cdot 10^{-4}$ °/с относительно осей Y и Z; максимальные механические колебания фазового центра (ФЦ) остронаправленной антенны (ОНА) от всех движущихся частей не должны превышать по амплитуде 0.25 мм; по точности отражающей поверхности рефлектора среднеквадратичное отклонение от теоретического параболоида не должно превышать 1 мм.

Существует несколько путей решения задачи по этому направлению, одним из них является ограничение интенсивности возмущающих воздействий и подавление колебаний средствами активного демпфирования и управления. Основные трудности решения таких задач связаны с необходимостью качественного описания сложных упруго-диссипативных конструкций и достоверностью определения моментов и сил, создаваемых внутренними источниками возмущений.

Несмотря на то, что все реальные конструкции являются в той или иной степени нелинейными, большая часть практических результатов базируется на линейной теории. Однако некоторые явления в рам-

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

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

ках линейной теории не могут быть объяснены, что делает необходимым проведение расчетов на основе нелинейной теории. Например, наличие нескольких устойчивых режимов вынужденных колебаний, реализация которых зависит от начальных условий; колебания с частотами, отличными от частоты возмущения.

Для исследования динамического поведения КА в условиях внутренних возмущений с целью оценки параметров его динамической точности была разработана специальная программа, реализующая численное интегрирование уравнений возмущенного движения КА «СПЕКТР-Р» с учетом таблично заданных конструктивных нелинейностей. С помощью разработанной программы было проведено имитационное моделирование возмущенного движения КА и его упругих элементов с учетом конструктивных нелинейностей при различных скоростях слежения и режимах управления приводом ОНА.

При численном интегрировании полученных уравнений возмущенного движения определены временные зависимости кинематических параметров КА и его нежестких элементов для различных режимов работы привода ОНА, обеспечивающих скорость слежения в диапазоне до 0.02 до 0.1°/с. В процессе исследований динамического поведения изделия определялись зависимости от времени следующих параметров:

- углового отклонения корпуса КА от программного значения;
- смещения ФЦ балки высокоинформативного радиокон комплекса (ВИРК) ОНА в направлении ее электрической оси;
- смещения концов лепестков рефлектора КРТ.

Проведенный анализ полученных данных позволяет заключить, что по некоторым параметрам в определенных режимах наведения антенны достигается значительное превышение требований технического задания (ТЗ). В таблице 1 представлены результаты анализа устойчивости неуправляемого движения КА.

Таким образом, работа привода в некоторых режимах наведения ОНА может вызвать ухудшение качества научной информации, получаемой в процессе выполнения поставленной задачи. Для решения этой задачи можно предложить несколько направлений:

- изменение алгоритмов наземной обработки научной информации с вырезанием участков, полученных во время нарушения указанного критерия;
- модификация собственных жесткостных и диссипативных характеристик конструкции балки ВИРК с целью уменьшения резонансных явлений, при которых возникает превышение уровней перемещений ФЦ;
- подбор рациональных алгоритмов управления приводом с целью снижения уровней воздействия и изменения его характера для исключения резонансных явлений.

Рассмотрим последнее направление по подбору рациональных алгоритмов управления приводом, так как оно требует наименьшего количества временных и материальных ресурсов для решения поставленной задачи.

При поиске оптимального с точки зрения минимизации уровней механических воздействий на аппарат алгоритма управления приводом ОНА рассмотрим следующие варианты:

- импульсный алгоритм управления с частотой шагового двигателя (ШД) 130 Гц и угловой скоростью, определяемой величиной пачки импульсов и периодом цикла;
- частотный режим с угловой скоростью, определяемой частотой следования импульсов;
- антирезонансный режим – импульсный режим с наложением определенной зависимости на соотношение величины пачки импульсов и длительности цикла. Длительность цикла подбирается таким образом, чтобы момент торможения гасил колебания, вызванные моментом разгона.

Для сравнения эффективности уменьшения механических воздействий будем определять динамическую реакцию конструкции КА на работу привода по всем перечисленным алгоритмам управления по обоим каналам во всем требуемом диапазоне скоростей.

Физический смысл антирезонансного режима управления можно выразить следующим образом: поскольку разгон и торможение вызывают моментное воздействие разного направления, можно подобрать величину пачки импульсов, чтобы в момент торможения гасить энергию колебаний, сообщенную системе при ее разгоне.

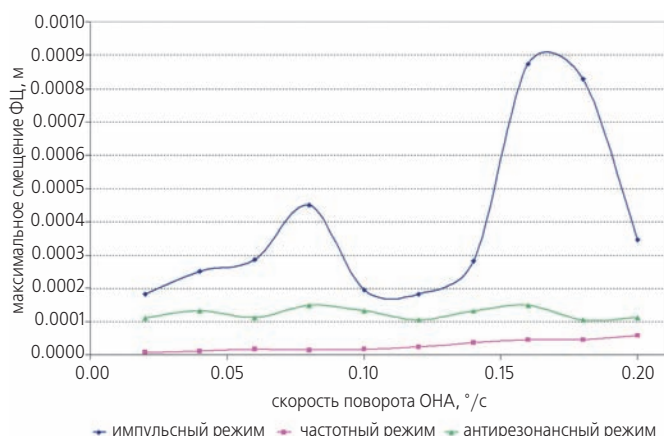
таблица 1 – Результаты расчетов

параметр	полученное максимальное значение	требования ТЗ	результат сравнения
разность между максимальным и минимальным угловым отклонением корпуса КА	2"	менее $\pm 2.5''$ относительно рабочего положения за 120 с	норма
максимальные амплитуды механических колебаний ФЦ ВИРК ОНА	0.45 мм	менее 0.25 мм	превышает почти в два раза
амплитудные значения вибрационных отклонений концов лепестков рефлектора от заданной геометрической формы	0.05 мм	не должно превышать 1 мм	норма

таблица 2 – Значения максимальных перемещений ФЦ

параметр	импульсный режим	частотный режим		антирезонансный режим	
угловая скорость слежения, %/с	амплитуда, мм	амплитуда, мм	отношение к импульсному режиму	амплитуда, мм	отношение к импульсному режиму
0.02	0.183	0.007	25.1	0.112	1.6
0.04	0.251	0.011	23.4	0.134	1.9
0.06	0.287	0.017	16.9	0.112	2.6
0.08	0.449	0.014	31.2	0.149	3.0
0.10	0.196	0.017	11.3	0.133	1.5

Для определения влияния использования различных алгоритмов управления приводом ОНА на его виброактивность проведен обобщающий анализ данных, полученных при имитационном моделировании динамики КА «СПЕКТР-Р». В таблице 2 и на рисунке 1 приведены значения максимальных перемещений ФЦ в направлении электрической оси антенны, полученные при имитационном моделировании динамики КА для вариантов работы системы управления приводом в различных режимах.



рисунк 1. Максимальные перемещения ФЦ при работе привода с различными режимами управления

Из анализа полученных результатов сравнения следует, что переход на частотный либо антирезонансный режим управления работой привода ОНА позволят снизить перемещения ФЦ до заданного уровня. Кроме того, применение частотного режима управления позволит уменьшить уровни перемещений ФЦ более чем на порядок ниже требуемых.

Разработанный метод синтеза уравнений возмущенного движения активно применяется в практике отработки динамики КА в НПО им. С.А. Лавочкина. В процессе летных комплексных испытаний КА «ЭЛЕКТРО-Л» и «СПЕКТР-Р» был проведен эксперимент по идентификации параметров их динамических схем. Эксперимент заключался в получении данных, описывающих переходный процесс при определенных начальных возмущениях для

неуправляемого КА. Для реализации указанных условий объекту задавался поворот на определенный угол с использованием двигателей стабилизации (для реализации максимально возможного уровня возмущения гибких элементов), после чего расширялась зона «нечувствительности» системы управления и производилась запись данных гироскопического измерителя угловой скорости с максимально возможной частотой опроса. Последующая обработка полученных данных позволила определить некоторые коэффициенты динамической схемы КА.

Для подтверждения теоретических результатов по обеспечению необходимых уровней перемещения ФЦ ниже приводятся результаты наземных испытаний балки ВИРК с приводом и ОНА (рисунок 2), изготовленной по штатной технологии.

Целью испытаний было определение перемещений ФЦ ОНА (перемещений в направлении электрической оси антенны) при различных режимах управления ШД для трех положений балки ВИРК ($\psi = -70^\circ$, $\vartheta = 0^\circ$; $\psi = 0^\circ$, $\vartheta = 0^\circ$; $\psi = 80^\circ$, $\vartheta = 0^\circ$), где ψ – угол поворота относительно неподвижной оси привода; ϑ – угол поворота относительно подвижной оси привода. В процессе проведения испытаний управление приводом осуществлялось в импульсном и частотном режимах.

При импульсном режиме на ШД подаются импульсы пачками с постоянной частотой, эквивалентная угловая скорость движения антенны определяется следующим соотношением:

$$\dot{\varphi} = \frac{\Delta\varphi \cdot n_u}{T_u},$$

где $\Delta\varphi = 0.0027^\circ$ – угол поворота выходного вала за 1 импульс; n_u – количество импульсов в пачке; T_u – время цикла.

При частотном режиме ШД работает постоянно, эквивалентная угловая скорость движения антенны определяется частотой подачи управляющих импульсов в данный момент времени. В процессе проведенных испытаний были опробованы три разновидности частотного режима управления:



рисунок 2. Испытания балки ВИРК с приводом и ОНА

- следящий режим с постоянной частотой;
- ступенчатый режим со сменой частоты разгона и торможения при заданном шаге;
- пилообразный режим со сменой частоты при поддержании эквивалентной угловой скорости антенны путем циклического перехода с одной фиксированной частоты на другую.

Выделив максимальные значения амплитуд в полученных зависимостях, можно провести их сравнительный анализ. Максимальные значения вибрационных перемещений ФЦ, полученные в процессе экспериментальных исследований, представлены в таблице 3.

таблица 3 – Максимальные вибрационные перемещения ФЦ

режим управления приводом	максимальные вибрационные перемещения ФЦ, мм		
	$\psi=-70^\circ$, $\vartheta=0^\circ$	$\psi=0^\circ$, $\vartheta=0^\circ$	$\psi=80^\circ$, $\vartheta=0^\circ$
импульсный	0.270	0.240	0.620
следящий частотный	0.110	0.109	0.240
ступенчатый частотный	0.094	0.040	0.150
пилообразный частотный	0.116	0.075	0.190
рекомендованный	0.097	0.050	0.117

Данные, полученные в ходе эксперимента, подтверждают результаты математического моделирования по характеру поведения конструкции и по амплитудным значениям. Анализ полученных результатов позволяет рекомендовать с точки зрения минимизации амплитуд перемещения ФЦ ступенчатый и пилообразный частотные режимы управления с шагом

8 Гц. Для обеспечения используемых скоростей слежения до $0.1^\circ/\text{с}$ необходимые частоты управления находятся в диапазоне 0–40 Гц.

Рекомендованный режим работы позволяет снизить уровни вибрационных перемещений ФЦ почти в пять раз. При использовании частотного режима управления с шагом 8 Гц максимальные зарегистрированные амплитуды перемещений ФЦ почти вдвое ниже требуемых значений (0.25 мм) для КА «СПЕКТР-Р».

список литературы

Ефанов В.В., Бирюков С.А., 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. 21-26.

Котомин А.А., Ефанов В.В., Душенков С.А., Тимофеев В.Н. Проблема снижения динамического воздействия на космические аппараты при срабатывании взрывных систем разделения // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2001. № 4. С. 34-39.

Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., Ермаков В.Ю., Сова А.Н. и др. Разработка модели механических воздействий привода системы ориентации солнечных батарей на места крепления // Проблемные вопросы развития наземных комплексов, стартового оборудования и эксплуатации летательных аппаратов: сборник научных трудов. Ч. 4. М.: КБ ТХМ, 2010. С. 57-64.

Статья поступила в редакцию 24.04.2014 г.

НОВАЯ ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКАЯ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА «АРКТИКА-М»

NEW HIGH-ELLIPTICAL HYDROMETEOROLOGICAL «ARKTIKA-M» SPACE SYSTEM

В.В. Хартов¹, профессор, доктор технических наук, *khartov@laspace.ru;*
V.V. Khartov

М.Б. Мартынов¹, кандидат технических наук, *maxim.martynov@laspace.ru;*
M.B. Martynov

В.Е. Бабышкин¹, *babyshkin@laspace.ru;*
V.E. Babyshkin

И.В. Москатиньев¹, *miv@laspace.ru;*
I.V. Moskatiniev

А.С. Митькин¹, *mias@laspace.ru;*
A.S. Mitkin

Показана необходимость разворачивания оперативной гидрометеорологической космической системы для обеспечения непрерывного наблюдения арктического региона Земли. Космические аппараты системы предлагается создавать с максимальным использованием задела, полученного в рамках ОКР «ЭЛЕКТРО». В качестве служебной платформы используется базовый модуль служебных систем «НАВИГАТОР».

Ключевые слова:

*Арктика;
гидрометеорологические системы;
высокоэллиптическая орбита;
базовый модуль «НАВИГАТОР».*

Наблюдаемое в последнее время повсеместное усиление интенсивности погодных и климатических аномалий и, как следствие, возрастание причиняемого ими материального ущерба повышает значимость долгосрочных метеопрогнозов не только для Российской Федерации, но и для мирового сообщества в целом.

В значительной степени прогресс в области численного прогноза погоды для Российской Федерации как северной страны зависит от возможностей оперативного получения в квазинепрерывном режиме гидрометеорологических данных, прежде всего полей ветра по арктическому региону Земли (выше 60 градусов с.ш.). Существующие космические гидрометеорологические комплексы на геостационарной орбите (ГСО) не могут обеспечить мониторинг арктического региона. Зона качественного наблюдения таких комплексов ограничивается как раз 60-ю градусами с.ш. Метеорологические космические аппараты (КА) на солнечно-синхронных орбитах обеспечивают данные с высоким качеством, но недостаточно оперативно. Для решения гидрометеорологических задач в Арктике с высокой оперативностью получения информации необходимо создание специальных

The necessity for operational hydrometeorological space system deployment for continuous observations of the Earth Arctic region is shown. The space system spacecraft are proposed to design using the heritage, obtained in the framework of «ELEKTRO» R&D activities, to the maximum extent. «NAVIGATOR» housekeeping systems base module is used as a service platform.

Key words:

*Arctic region,
hydrometeorological systems;
high-elliptical orbit;
«NAVIGATOR» Base Module.*

средств наблюдения. Высокоэллиптическая гидрометеорологическая космическая система (ВГКС) «АРКТИКА-М» должна обеспечить выполнение поставленных задач.

В основу создания ВГКС «АРКТИКА-М» положен принцип взаимного функционального дополнения ВГКС «АРКТИКА-М» и геостационарной гидрометеорологической космической системы (ГГКС) «ЭЛЕКТРО». Из главной задачи краткосрочного и долгосрочного регионального и глобального прогнозирования метеоусловий вытекает требование совместимости гидрометеорологических и гелиогеофизических данных, поэтому комплекс бортовой целевой аппаратуры для космического аппарата «АРКТИКА-М» первого этапа должен быть максимально подобен аналогичному комплексу с КА «ЭЛЕКТРО-Л».

Таким образом, совместное использование информации с геостационарных и высокоэллиптических спутников позволит решить задачу квазинепрерывного получения метеоданных.

Условия совместного наблюдения космических аппаратов «АРКТИКА-М» и «ЭЛЕКТРО-Л» показаны на рисунке 1.

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

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

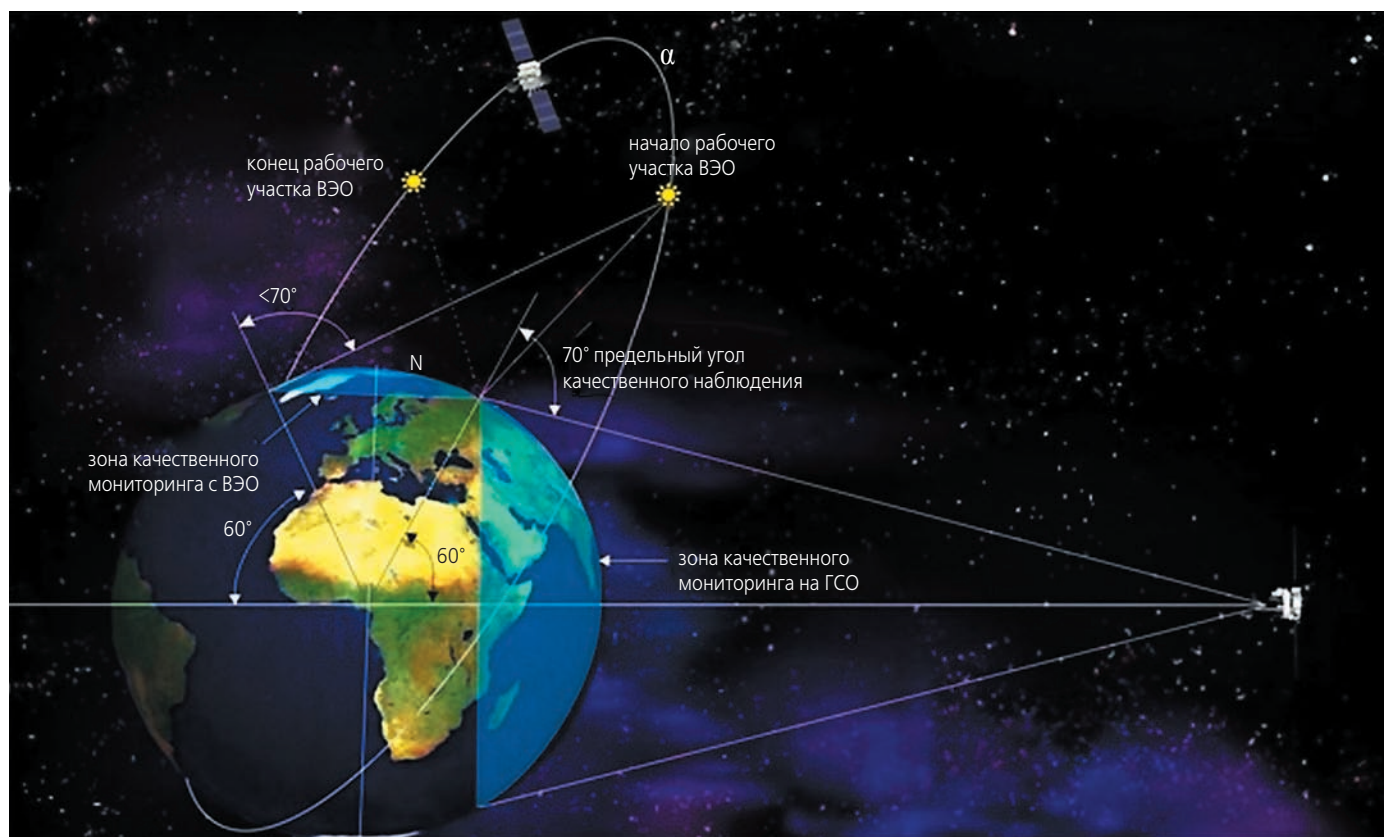


рисунок 1. Условия совместного наблюдения космических аппаратов ВГКС «АРКТИКА-М» и ГГКС «ЭЛЕКТРО»

С учетом вышесказанного были сформулированы основные задачи, которые должна решать ВГКС «АРКТИКА-М»:

1. Получение информации для анализа и прогноза:
 - погоды в региональном (Арктика) и глобальном масштабе;
 - ледовой обстановки в морях Северного Ледовитого океана (в том числе и в обеспечение эффективного прохода судов по Северному морскому пути);
 - условий для полетов авиации (облачность, ветер, струйные течения и др.);
 - снежного покрова;
 - гелиогеофизической обстановки в околоземном космическом пространстве.
2. Мониторинг чрезвычайных ситуаций природного и техногенного происхождения.
3. Мониторинг климата и его глобальных изменений.
4. Сбор и ретрансляция информации с наблюдательных платформ наземного, морского и воздушно-го базирования.

5. Обмен и распространение обработанных гидрометеорологических и гелиогеофизических данных.

С учетом сформулированных задач, требований по назначению, а также принципа максимальной преемственности технических решений сформирован состав космической системы «АРКТИКА-М», вклю-

чающий высоконадежные серийные, прошедшие летную квалификацию средства выведения, создаваемые средства наземного комплекса приема обработки и распространения информации (НКПОР-АМ) и наземного комплекса управления (НКУ-АМ) и создаваемые с максимальным использованием материального и научно-технического задела космические аппараты «АРКТИКА-М» (для обеспечения решения целевой задачи в орбитальную группировку системы должны входить два одинаковых КА, одновременно функционирующих на рабочей орбите).

Выбор баллистического построения космической системы является одним из наиболее ответственных моментов создания ВГКС, так как параметры орбиты, с одной стороны, должны обеспечивать требуемый обзор северных территорий, а с другой – обеспечивать применение существующего многозонального сканирующего устройства (МСУ-ГС) с геостационарного спутника «ЭЛЕКТРО-Л» с незначительной доработкой.

Наиболее рациональной, с учетом вышеперечисленных принципов, является высокоэллиптическая орбита типа «Молния» с высотой апогея порядка 39 тыс. км, перигея – около 1.5 тыс. км, наклоном в 63° и периодом обращения порядка 12 часов (Назаров А.Е., 2013). В НПО им. С.А. Лавочкина имеется более чем тридцатилетний опыт по запуску, эксплу-

НОВАЯ ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКАЯ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА «АРКТИКА-М»

атации и управлению полетом КА на этих орбитах в рамках различных проектов (произведен запуск 100 аппаратов, созданных на предприятии).

Непрерывное наблюдение заданного района обеспечивается двумя космическими аппаратами с длительностью рабочих участков порядка 6 часов и относительным смещением их начала на 6 часов (рисунок 2). Расчетное положение восходящего узла орбиты КА № 1 должно совпадать с расчетным положением нисходящего узла орбиты КА № 2 для обеспечения на интервале одного цикла эволюции каждой высокоэллиптической орбиты (ВЭО) наиболее равномерного распределения двух важных условий наблюдения: освещенности районов и зенитных углов линий визирования объективов метеорологического сканера, которые существенно влияют на качество гидрометеорологических данных (Ефанов В.В., Семункина В.И., 2008).

Для обеспечения приема, обработки, накопления и распространения всех видов целевой информации, передаваемой и ретранслируемой с КА «АРКТИКА-М», будет создан наземный комплекс приема, обработки и распространения информации (НКПОР-АМ).

Большинство штатных технических средств и сооружений НКПОР-Э, созданного для ГГКС «ЭЛЕКТРО», будут базовыми для создания НКПОР-АМ, однако потребуется наращивание их состава (ввиду возрастания потока космических данных) и модернизация (вследствие усложнения процессов приема и обработки спутниковой информации от высокоэллиптических КА по сравнению с геостационарными) (Асмус В.В., Дядюченко В.Н., Загребяев В.А. и др., 2012).

Отличительной особенностью средств НКПОР-АМ является необходимость использования антенн на полноровотных устройствах. Поэтому в рамках ОКР

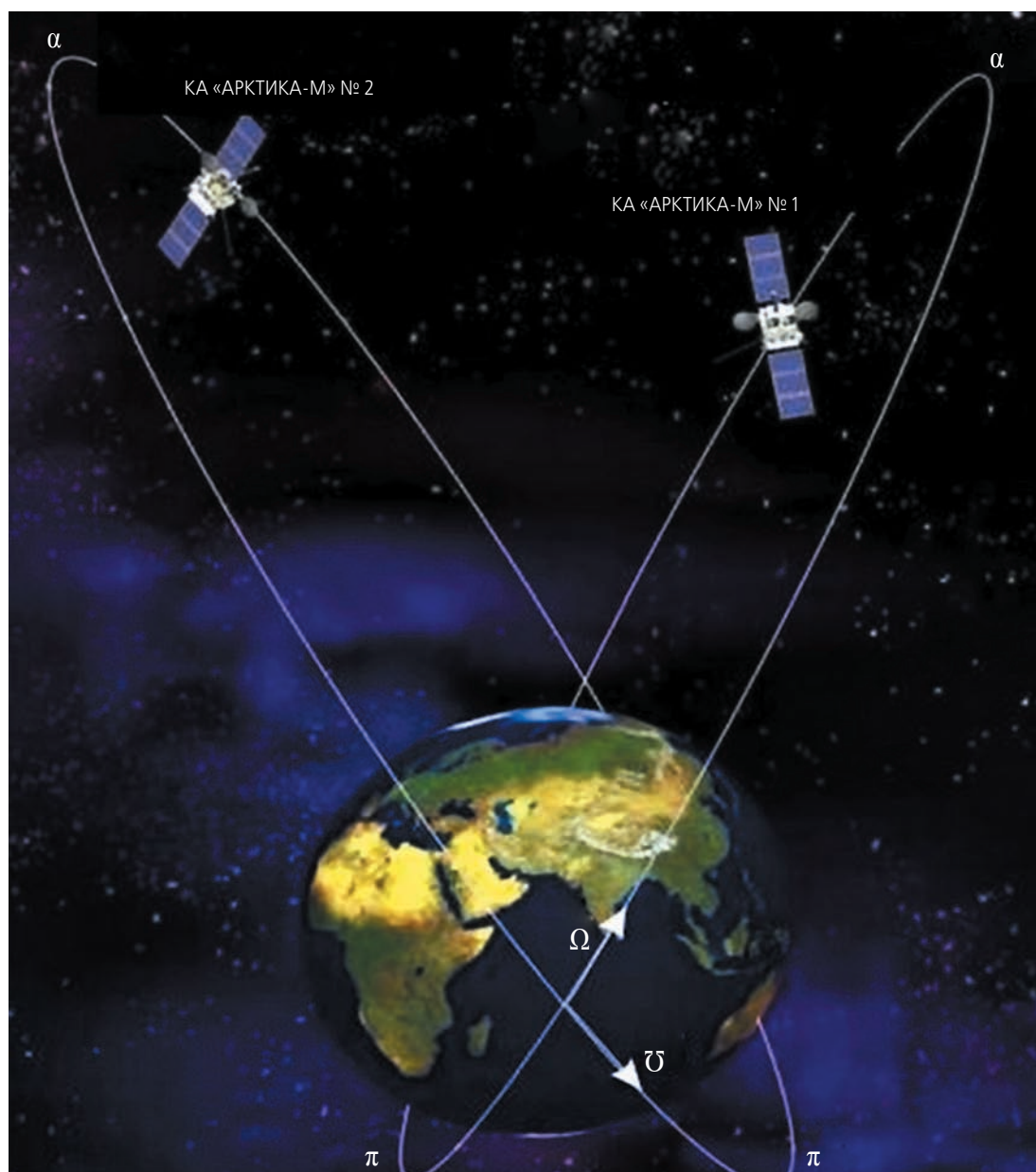


рисунок 2. Баллистическое построение ВГКС «АРКТИКА-М»

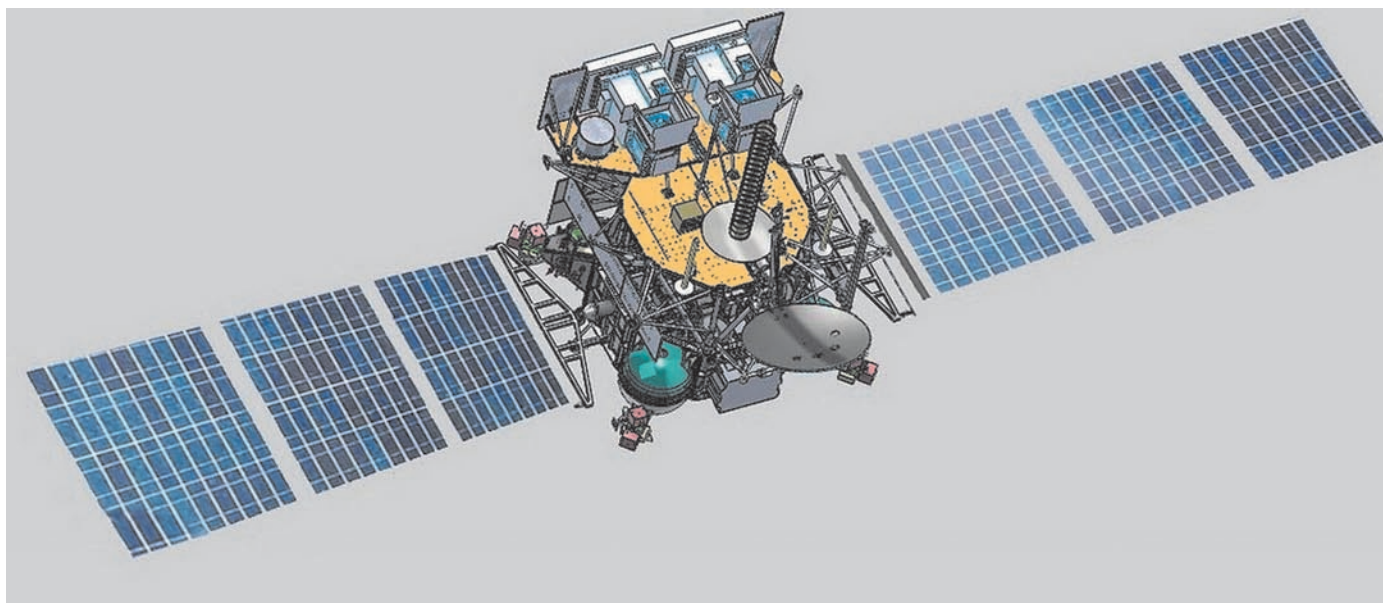


рисунок 3. Общий вид КА «АРКТИКА-М»

«АРКТИКА-М» необходимо к началу летных испытаний развернуть ряд станций, для того чтобы иметь возможность отработать каналы связи и передачи данных, а также программно-алгоритмического обеспечения обработки целевой информации. Дальнейшее развертывание средств НКПОР-АМ предлагается проводить после завершения летных испытаний обоих КА и подтверждения тактико-технических характеристик системы в целом.

Для обеспечения запусков космических аппаратов «АРКТИКА-М» в качестве средств выведения определены высоконадежные серийные изделия: ракета-носитель «СОЮЗ-2» этап 1б производства ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и разгонный блок «ФРЕГАТ», изготавливаемый ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».

Как было сказано выше, основные целевые задачи ВГКС «АРКТИКА-М» совпадают с аналогичными задачами КС «ЭЛЕКТРО». В соответствии с этим, а также учитывая потребность в кратчайшие сроки создать космическую высокоэллиптическую группировку с наименьшими рисками, основным требованием к ВГКС «АРКТИКА-М» является максимальное использование научно-технического и материального задела, созданного в рамках ОКР «ЭЛЕКТРО».

Космический аппарат «АРКТИКА-М» создается по модульному принципу в негерметичном исполнении и состоит из комплекса целевой аппаратуры, по своим техническим решениям соответствующего аналогичному комплексу КА «ЭЛЕКТРО-Л», и из базового модуля служебных систем «НАВИГАТОР», который являлся базовым модулем для космических аппаратов «СПЕКТР-Р» и «ЭЛЕКТРО-Л» (Мартинов М.Б., 2010). Общий вид КА «АРКТИКА-М» показан на рисунке 3. Основные характеристики КА представлены в таблице 1.

таблица 1 – Основные характеристики КА

наименование характеристики	значение характеристики
координатная привязка сцен съемки с погрешностью (3σ) (в подспутниковой точке):	
- в видимом диапазоне (ВД)	3 км
- в инфракрасном (ИК) диапазоне	12 км
общее число спектральных каналов	10
диапазон длин волн	0.5–12.5 мкм
проекция элемента приемника на поверхность Земли в надири:	
- в видимом и ближнем ИК диапазонах	1 км
- в ИК диапазоне	4 км
периодичность обзора:	
- в штатном режиме	до 30 мин
- в учащенном режиме	до 15 мин
масса КА на старте	2100 кг
максимальное энергопотребление	2000 Вт
срок активного существования КА	7 лет

В состав комплекса целевой аппаратуры КА «АРКТИКА-М» в соответствии с назначением входят следующие основные системы:

- многозональное сканирующее устройство (МСУ-ВЭ);
- бортовой радиотехнический комплекс (БРТК-ВЭ);
- гелиогеофизический аппаратный комплекс (ГГК-ВЭ);
- бортовая система сбора данных (БССД-ВЭ).

Состав целевой аппаратуры определен в соответствии с принципом максимальной преемственности с КА «ЭЛЕКТРО-Л», в том числе и по основным характеристикам аппаратуры, а также с учетом требования по взаимному дополнению космических систем (Ас-мус В.В., Дядюченко В.Н., Загребав В.А. и др., 2012).

В таблице 2 приведены основные характеристики МСУ-ГС КА «ЭЛЕКТРО-Л» и КА «АРКТИКА-М», они абсолютно идентичны.

таблица 2 – Основные характеристики МСУ-ГС

номер канала	спектральный интервал, мкм	область применения
1 2	0.50–0.65 0.65–0.80	детектирование облачности, слежение за облаками-трассерами для определения ветра, наблюдения аэрозоля
3	0.8–0.9	детектирование облачности малых размеров
4	3.5–4.0	детектирование низкой облачности, туманов, оценки температуры поверхности океанов (ТПО) и температуры поверхности суши (ТПС) для ночных условий
5	5.7–7.0	наблюдения за водяным паром, оценки ветра, высоты полупрозрачной облачности
6 7	7.5–8.5 8.2–9.2	наблюдения полупрозрачной слоистой облачности
8	9.2–10.2	мониторинг общего содержания озона, ветер в нижней стратосфере
9 10	10.2–11.2 11.2–12.5	оценка ТПО, ТПС, количества осаждаемой воды над океанами

С целью оптимизации затрат и наземной экспериментальной отработки в качестве космической платформы используется базовый модуль служебных систем «НАВИГАТОР», разработанный НПО им. С.А. Лавочкина.

Хотелось бы отметить, что базовый модуль служебных систем (БМСС) «НАВИГАТОР» разработан как унифицированный модуль для размещения и обеспечения работоспособности полезных нагрузок космических аппаратов различного назначения. В зависимости от задачи космические аппараты, базирующиеся на «НАВИГАТОРЕ», могут функционировать на низких круговых, эллиптических, высоких эллиптических, геостационарных орбитах искусственного спутника Земли, в окрестности точек либрации системы Солнце–Земля и т.д. (Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М., 2012).

Базовый модуль служебных систем «НАВИГАТОР» имеет летную квалификацию в составе космических аппаратов «ЭЛЕКТРО-Л» № 1 и «СПЕКТР-Р», запуски которых состоялись в 2011 году. В настоящий момент БМСС «НАВИГАТОР» изготовлен, прошел необходимую наземную экспериментальную отработку с целью запуска на рабочие орбиты в составе КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 – запуск 2014 год и КА «СПЕКТР-РГ» – запуск в 2016 году. Также БМСС «НАВИГАТОР» изготавливается для КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 3 (пуск в 2015 году), КА «СПЕКТР-УФ» (пуск в 2016 году). В составе косми-

ческих аппаратов «АРКТИКА-М» применение БМСС «НАВИГАТОР» запланировано на 2015 и 2016 годы. Серийность создания дает возможность модернизации БМСС, а также повышения его надежности путем прохождения через наземную экспериментальную отработку и эксплуатацию на рабочих орбитах.

За основу бортовых служебных систем взяты системы с КА «ЭЛЕКТРО-Л», прошедшего летные испытания и переданного в опытную эксплуатацию в 2011 году.

В соответствии с генеральным графиком создания ВГКС «АРКТИКА-М» запуск первого КА запланирован на четвертый квартал 2015 года, а проведение полномасштабных летных испытаний космической системы в составе двух КА запланировано на 2016 год, после ввода в орбитальную группировку КС второго аппарата.

В заключение отметим, что в результате создания такой космической системы, как «АРКТИКА-М», службы Росгидромета смогут обеспечивать потребителей необходимыми данными о численном прогнозе в части облачности, образования снежного и ледяного покрова, осадках, ветре, температуры водной поверхности и суши, а также мониторинга и прогнозирования чрезвычайных ситуаций.

При изменении баллистических условий построения рабочей орбиты (апогейный участок такой орбиты должен проходить над Южным полюсом) космическими аппаратами системы может быть обеспечено непрерывное наблюдение антарктического региона Земного шара.

список литературы

- Асмус В.В., Дядюченко В.Н., Загребяев В.А. и др. Развитие космического комплекса гидрометеорологического обеспечения на базе геостационарных спутников серии «ЭЛЕКТРО-Л» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 1 (12). С. 3-14.
- Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М. Космические роботы для научных исследований // Наука в России. 2012. № 5 (191). С. 66-71.
- Ефанов В.В., Семункина В.И. Выбор типа орбит космических систем оптико-электронного наблюдения // Общероссийский научно-технический журнал. Полет. 2008. № 3. С. 12-17.
- Мартынов М.Б. Модульное построение космических аппаратов: анализ эффективности, перспектива применения // Общероссийский научно-технический журнал. Полет. 2010. № 7. С. 13-19.
- Назаров А.Е. Обеспечение динамической устойчивости орбитальной структуры космической системы «АРКТИКА-М» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 2 (18). С. 58-64.

Статья поступила в редакцию 27.02.2014 г.

КООРДИНАТНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМЫ ГЛОБАЛЬНОГО МОНИТОРИНГА

И.В. Бармин¹,
профессор, доктор
технических наук,
академик РАКЦ,
член-корреспондент
РАН, cvj2@list.ru;
I.V. Barmin

Д.У. Данхэм²,
профессор, доктор
наук в области
астрономии, david.dunham@kinetx.com;
D. W. Dunham

В.П. Кулагин³,
профессор, доктор
технических наук,
академик РАН,
kvp@miem.ru;
V.P. Kulagin

В.П. Савиных⁴,
профессор, доктор
технических наук,
академик РАКЦ,
член-корреспондент
РАН, cvj2@list.ru;
V.P. Savinykh

В.Я. Цветков⁵,
профессор, доктор
технических наук,
академик РАКЦ,
cvj2@list.ru;
V.Ya. Tsvetkov

В статье дается анализ создания и обеспечения координатных систем глобального мониторинга космического пространства. Рассматриваются особенности различных координатных систем. Показаны проблемы, возникающие при создании единой координатной системы.

Ключевые слова:
космические исследования;
космическое пространство;
глобальный мониторинг;
позиционирование небесных тел.

введение

Проблема позиционирования небесных тел в единой системе отсчета актуализировалась в последние годы в связи необходимостью мониторинга особо опасных космических объектов, представляющих угрозу для земной цивилизации. В то же время, даже в глобальной программе мониторинга МАКСМ (Меньшиков В.А., Перминов А.Н., Урличич Ю.М., 2010) не уделялось должного внимания координированию объектов и системам координат. По существу эта программа является индикационной, а не позиционной. Настоящая статья ставит целью исследования связи разных систем координат, в которых двигаются небесные тела по мере приближения их к Земле, и выявления проблем позиционирования этих тел.

¹ ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры», Россия, Москва.
Federal State Unitary Enterprise «Center for Operation of Space Ground-Based Infrastructure», Russia, Moscow.

² Лаборатория Прикладной Физики Университета имени Джона Хопкинса США, Балтимор, штат Мэриленд.
The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, USA, Baltimore, Maryland.

³ Московский институт электроники и математики Национального исследовательского университета Высшая школа экономики, Россия, Москва.
Moscow Institute of Electronics and Mathematics, National Research University Higher School of Economics, Russia, Moscow.

COORDINATE IMPLEMENTATION FOR GLOBAL MONITORING SYSTEM

The article analyses creation and implementation of coordinate systems for the global monitoring of space. The features of different coordinate systems are observed. The problems coming up during the development of a global coordinate system are shown.

Key words:
space research;
space;
global monitoring;
positioning of celestial bodies.

1. Принципы глобального позиционирования небесных тел

Выделяют следующие ключевые характеристики современного мониторинга (Tsvetkov V.Ya., 2012): вид, объект, цель, поле, система, методы, технология.

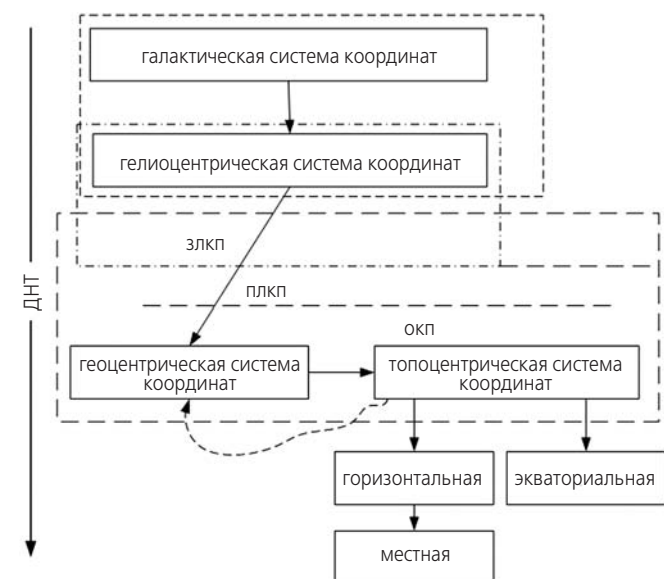
Поле и вид мониторинга определяются системой поддержки мониторинга. Если система поддержки только индицирует наличие или отсутствие объекта или явления, то такой мониторинг является индикационным. Если система поддержки только индицирует и позиционирует объект или явление – мониторинг позиционный. Позиционирование возможно только при координатной поддержке. Координатная поддержка возможна при определении иерархии отношений и методов перехода между разными системами координат.

⁴ Московский государственный университет геодезии и картографии, Россия, Москва.
Moscow State University of Geodesy and Cartography, Russia, Moscow.

⁵ Московский государственный технический университет радиотехники, электроники и автоматики МГТУ МИРЭА, Россия, Москва.
Moscow State Technical University of Radio Engineering, Electronics and Automation MGTU MIREA, Russia, Moscow.

В глобальном внешнем мониторинге существует следующая иерархия отношений: галактический, гелиоцентрический и околоземной космос (*Tsvetkov V.Ya.*, 2012). Эта иерархия задает и иерархию координатных систем.

На рисунке 1 приведены связи между системами координат глобального мониторинга.



рисунк 1. Системы координат, обеспечивающие единую координатную среду глобального мониторинга

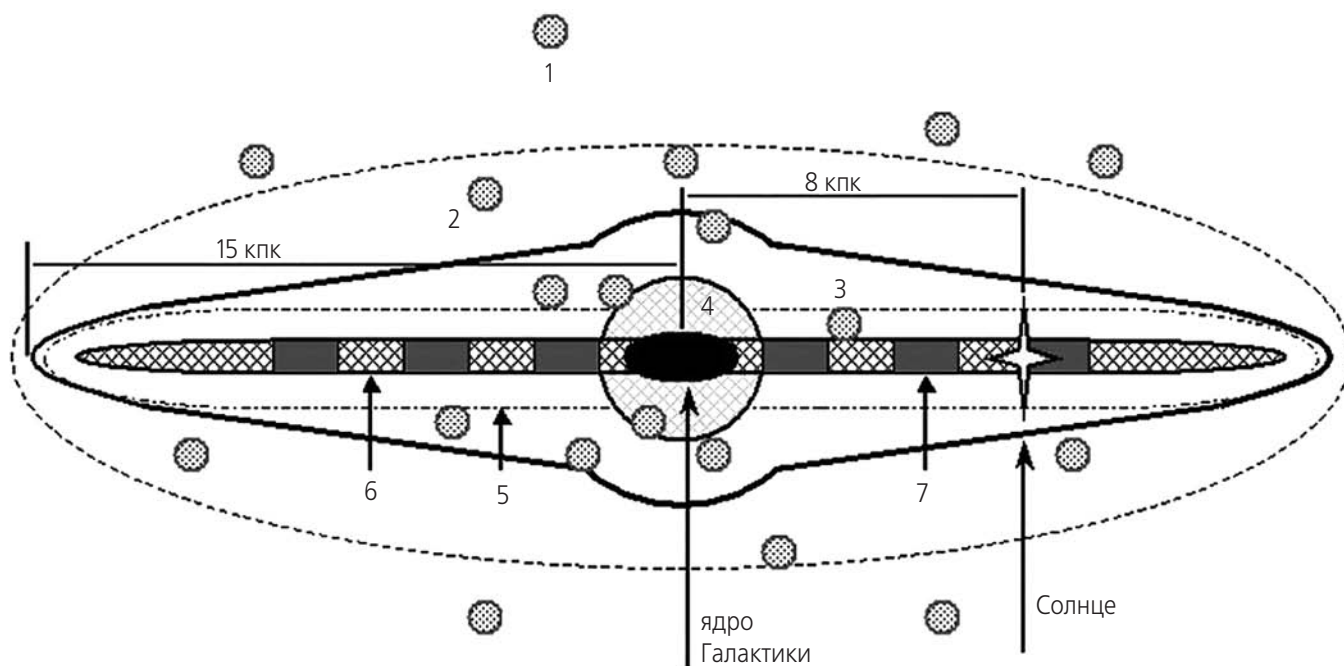
Стрелка сверху вниз показывает движение небесного тела (ДНТ) из дальнего космоса по мере приближения к земной поверхности. По мере приближения к Земле небесное тело пересекает залунное космическое пространство (ЗЛКП), подлунное космическое пространство (ПЛКП) и околоземное космическое пространство (ОКП).

2. Системы координат при глобальном мониторинге

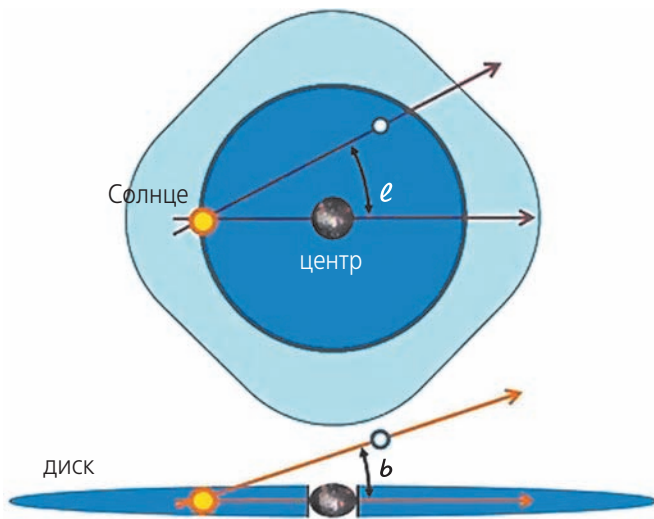
В реальной практике при глобальном мониторинге применяют следующие системы координат (рисунок 1): галактическую, гелиоцентрическую, геоцентрическую, топоцентрическую.

Галактическая система координат включает в себя все остальные системы, в том числе гелиоцентрическую. На рисунке 2 показано относительное положение геолиоцентрической системы в галактической (*Веселовский И.С., Кропоткин А.П., 2010*).

Галактическая система координат – это система небесных координат, имеющая в качестве точки отсчёта Солнце, соотносимое с центром галактики Млечный Путь. Плоскость галактической системы координат совпадает с плоскостью галактического диска (см. рисунок 3). Галактические координаты имеют широту и долготу.



рисунк 2. Положение Солнечной системы в галактической системе координат
(1 килопарсек (кпк)= 3.0857×10^{21} км)



рисунк 3. Галактическая система координат

В галактической системе координат главной плоскостью является плоскость Галактики, а главной осью – нормаль к ней, пересекающая небесную сферу в точках, называемых галактическими полюсами. Однако точное расположение галактической плоскости определить не просто. Это обусловлено тем, что видимый Млечный Путь занимает на небесной сфере большую площадь и весьма неоднороден по яркости и ширине. Кроме того, его средняя линия, по отношению к которой симметрично расположены многие составляющие Галактики, оказалась малым кругом небесной сферы.

Этот круг ближе к южному галактическому полюсу, что вызвано возвышением Солнца к северу от галактической плоскости на ~ 20 пк (парсек). Поэтому за галактический экватор принят большой круг, равноудаленный от средней линии Млечного Пути (отстоящий от нее на 4–5) и наклоненный к небесному экватору на угол $\Omega \sim 62^\circ.6$.

Галактические координаты вводятся аналогично экваториальным и эклиптическим (рисунок 3).

Широта и долгота в галактической системе координат обозначаются латинскими буквами b и l соответственно. Галактическая широта отсчитывается от галактической плоскости к объекту, используя Солнце в качестве вершины; она может принимать значения от -90° до $+90^\circ$. Галактическая долгота отсчитывается в плоскости Галактики от оси, соединяющей Солнце и галактический центр в ту же сторону, что и прямое восхождение во второй экваториальной системе координат, галактическая долгота всегда заключена в пределах от 0 до 360° . Северный полюс Галактики находится в созвездии Волосы Вероники.

Галактические координаты вводятся аналогично экваториальным и эклиптическим (рисунок 4). Большие круги, проходящие через галактические полюса, называются кругами галактических широт, а малые

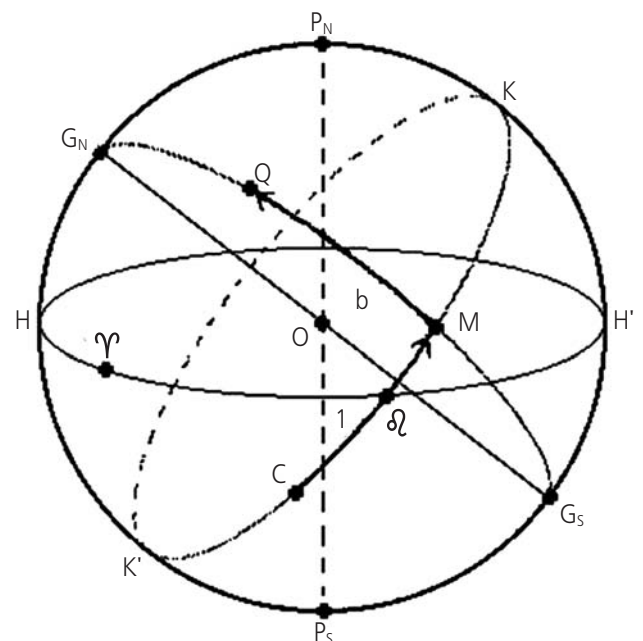
круги, параллельные галактическому экватору, – кругами галактических долгот.

Галактическая широта точки Q обозначается буквой b и определяется как угловое расстояние точки Q от небесного экватора KK' (длина дуги MQ), положительное к северу и отрицательное к югу. Галактическая долгота l – длина дуги CM галактического экватора от начальной точки C до точки его пересечения M с кругом широт, на котором лежит точка Q .

Галактические долготы отсчитываются в ту же сторону, что и прямые восхождения, т.е. с запада к востоку. Точка начала отсчета C определяется расположением Галактического Центра. Последний принято отождествлять с радиоисточником Стрелец-А, лежащим на малом круге небесной сферы, отстоящем примерно на 1° к югу от галактического экватора. Поэтому точка начала отсчета C перенесена как можно ближе к нему и ведется от круга галактических широт, составляющего угол 123° с направлением на полюс мира эпохи 1950.0. Стрелец-А находится лишь в $30''$ от этого круга широт. Северный галактический полюс G_N расположен в созвездии Волосы Вероники ($\alpha=12^h 49^m$, $\delta=+27^\circ.4$), южный (G_S) – в созвездии Скульптора ($\alpha=0^h 49^m$, $\delta=-27^\circ.4$) (Куликовский П.Г., 1985).

По мере вхождения в Солнечную систему положение небесного тела будет определяться в гелиоцентрической системе координат.

Гелиоцентрическая система отсчета – это система отсчета, в которой начало координат размещено



рисунк 4. Галактическая система координат. HH' – небесный экватор

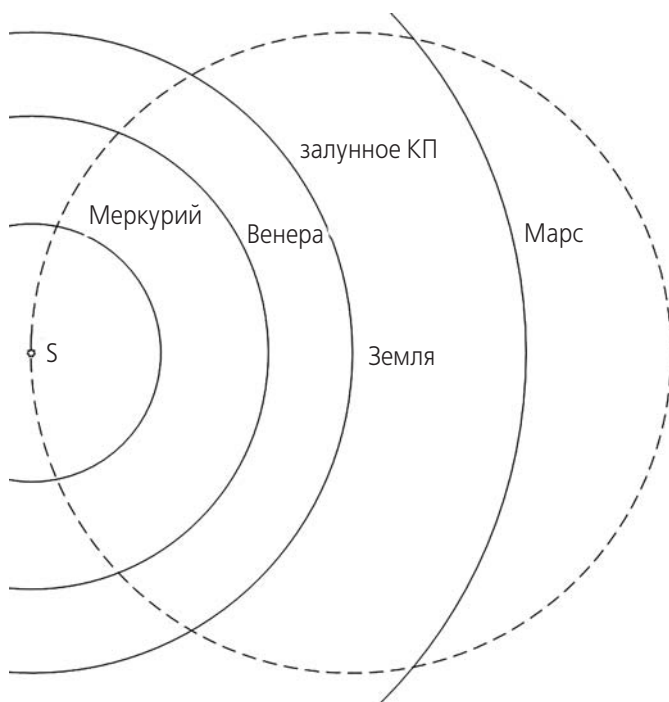


рисунок 5. Залунное космическое пространство

в Солнце и которая связана не с плоскостью галактики, а с плоскостью эклиптики солнечной системы. Астрономические координаты долгота и широта относятся к центру Солнца и плоскости эклиптики.

Таким образом, галактическая и гелиоцентрическая системы координат имеют общую точку отсчета, что существенно упрощает преобразования координат.

Возникает вопрос, в каких случаях использовать ту или иную систему. Прикидочная оценка позволяет сделать вывод, что когда, расстояние до объекта измеряется в килопарсеках или парсеках целесообразно использование галактической системы координат. Если небесное тело расположено от Солнца на расстояниях в сотни астрономических единиц и менее, необходимо применять гелиоцентрическую систему.

Однако главная цель глобального мониторинга – это позиционирование небесного тела по отношению к Земле. Поэтому по мере приближения к центру

Солнечной системы необходимо производить оценку положения небесного тела и его траектории в геоцентрической системе. В геоцентрической системе точка отсчета находится в центре масс Земли. Такие оценки надо делать обязательно на расстояниях от Солнца порядка 60–100 астрономических единиц.

Для Земли наиболее важно вхождение небесного тела в зоны, близкие к земной поверхности. Поэтому в Солнечной системе вводят специальные области, которые называют: залунное космическое пространство – ЗЛКП (1 астрономическая единица от Земли); подлунное космическое пространство – ПЛКП (радиус орбиты Луны; околоземное космическое пространство – ОКП (60 радиусов Земли).

На рисунке 5 показана зона залунного космического пространства. Эта область представляет собой сферу с радиусом, равным одной астрономической единице (1.5×10^6 км). В область ЗЛКП попадают орбиты Меркурия, Венеры, Марса. Солнце на рисунке 5 обозначено символом S. Эту область можно назвать областью высокой опасности. Пересечение небесным телом орбит Марса, Венеры, Меркурия является индикатором опасности.

Зоной чрезвычайной опасности является подлунное космическое пространство (рисунок 6).

Единицей измерения на рисунке 6 является диаметр Земли (малая окружность) – примерно 13000 км. На этом рисунке для сравнения в одном масштабе даны: диаметр Земли, околоземное космическое пространство (ОКП), подлунное космическое пространство. При космических скоростях реальное принятие решения по предотвращению или минимизации угрозы от столкновения с небесным телом возможно в только зоне ПЛКП.

Дальнейший пересчет позиции небесного тела, начиная с ЗЛКП, осуществляется в геоцентрической системе координат. Следует отметить понятие «позиция небесного тела». В составной системе координат или в многокоординатной системе позиция небесного тела не меняется, а меняются значения координат разных координатных систем, в которых эта позиция определяется.

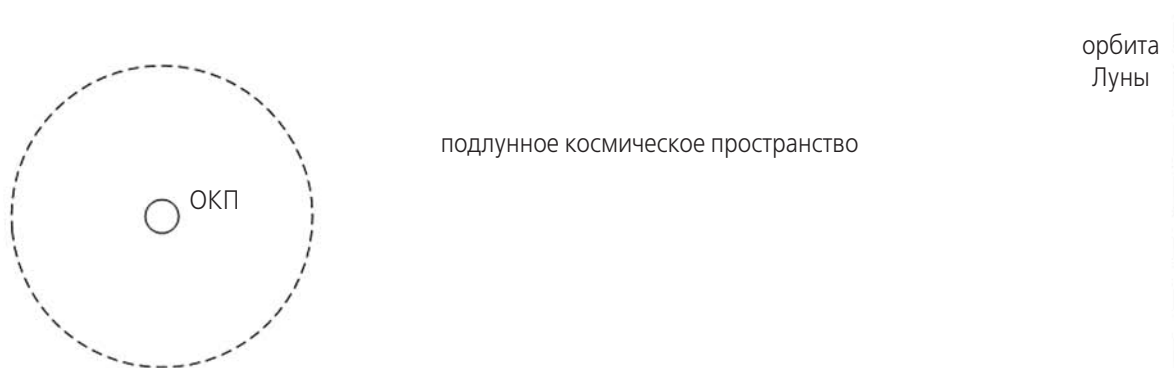


рисунок 6. Околоземное космическое пространство и подлунное космическое пространство

Подводя итог рассмотрению систем координат, констатируем, что преобразование координат небесного тела в галактической, гелиоцентрической и геоцентрической системах не представляет собой математической сложности.

Иная ситуация с топоцентрическими системами координат. Небесное тело попадает на конкретную область поверхности Земли. На поверхности Земли измеряют и применяют топоцентрические системы. Вот здесь возникают проблемы. Для каждой точки поверхности Земли может быть своя топоцентрическая система, что создает ситуацию множественности топоцентрических систем. Эта система связана не только с выбранной точкой, но и с выбранной моделью Земли. Существует набор моделей Земли, применяемых в разных странах. Это увеличивает разнообразие применяемых топоцентрических систем. Реальные измерения координат производят с помощью референц-эллипсоида, фиксируемого в определенных точках поверхности Земли. Такая фиксация также может быть различной, в зависимости от выбора точек, и существенно влияет на поверхность относимости, которая служит основой определения высот. Для уменьшения такого разнообразия в каждой стране и мировом сообществе применяют определенные нормы фиксации референц-эллипсоида.

Реальные геодезические измерения на земной поверхности производят в топоцентрических системах координат, а еще чаще – в местных (Максимова М.В., 2012), которые привязаны к условной точке земной поверхности. Именно в местной системе координат фиксируется небесное тело. Однако применительно к задачам мониторинга и моделирования эту позицию надо связать со всеми предшествующими по иерархии координатными системами.

На рисунке 1 прямой переход от геоцентрической системы координат к топоцентрической обозначен прямой стрелкой, что соответствует «прямому переходу». Прямой переход однозначно определяет координаты точки в топоцентрической системе по координатам этой же точки в геоцентрической системе. «Обратный переход» не является однозначным и точным. В настоящее время существует множество алгоритмов обратного перехода, и они строятся на итеративных и приближенных методах.

3. Проблемы координатных преобразований

Для реализации системы глобального мониторинга необходимо выполнение трех условий: создание единой координатной среды, обеспечение единства времени наблюдений, обеспечение единого терминологического поля.

Рассмотрим сначала единство времени и терминологического поля. В аспекте создания единой временной среды различий нет. Эта задача достаточно давно решалась международным союзом связи и в настоящее время решена. В большинстве стран для обеспечения единства времени используют «Всемирное координированное время» (UTC) (*Геодезия, картография, геоинформатика, кадастр: энциклопедия*, 2008).

Координатное обеспечение связано не только с выбором координат, но и с выбором терминов, которые в большинстве негеодезической литературы трактуются некорректно. В этом смысле можно говорить об искажении терминологического поля (Тихонов А.Н., Иванников А.Д., Цветков В.Я., 2009), что в итоге ведет к неверной постановке научных задач и нечеткой трактовке результата.

С целью обеспечения единства терминологии в области координатного обеспечения в международной практике применяется стандарт ISO 19111:2003 «Geographic information – Spatial referencing by coordinates».

Аналогом этого документа, особенно в части координатных систем отсчета и операций с координатами, соответствует Российский национальный стандарт «Географические информационные системы. Координатная основа. Общие требования» ГОСТ Р 52572:2006 (*ГОСТ Р 52572*, 2006).

Наибольшая путаница в литературе имеет место между понятиями *система отсчета* и *система координат* (Кафтан В.И., 2008). Часто систему отсчета ошибочно называют системой координат.

В международной терминологии системой отсчета является система координат + исходные геодезические даты. Координатная система отсчета получается при соотнесении математической системы координат с земной поверхностью за счет введения исходных геодезических дат (*Геодезия, картография, геоинформатика, кадастр: энциклопедия*, 2008). Такую операцию называют ориентированием системы координат в пространстве. Для обеспечения единого терминологического поля приведем основные определения из названного стандарта (*ГОСТ Р 52572*, 2006).

Координатная основа – совокупность данных, обеспечивающих описание местоположения с использованием координат.

Система координат – набор математических правил, описывающих, как координаты должны быть соотнесены с точками пространства.

Система координат проекции – двухмерная система координат, образованная в результате картографического проектирования.

Исходные геодезические даты – набор параметров, описывающих связь координатной системы с Зем-

лей. Они определяют положение начала, масштаб и ориентировку осей системы координат по отношению к Земле.

Координатная система отсчета – система координат, связанная с Землей исходными геодезическими датами.

Геодезическая отсчетная основа (геодезическая основа) – совокупность геодезических пунктов (или иных объектов – носителей координат) и соответствующих значений координат.

Перевычисление координат – операция с координатами пространственных объектов, основанная на строго определенной связи, при переходе от одной системы координат в другую, с использованием одних и тех же исходных геодезических дат.

Картографическое проектирование – перевычисление координат, когда одна координатная система является геодезической, а другая – плоской.

Таким образом, использование стандартизованных терминов устраняет противоречия в трактовке результатов измерений.

Неоднозначность имеет место при формальном описании координат. При глобальном мониторинге используют глобальные навигационные спутниковые системы (GNSS). С помощью GNSS в заданной точке на Земле можно определить следующие два значения:

1. Точное расположение (координаты долготы, широты и высоты) – обеспечивается в диапазоне от 20 м.

2. Прецизионное время (UTC), его точность лежит в диапазоне от 60 нс. Но эти определения осуществляются в той глобальной (геоцентрической) системе отсчета, которую использует GNSS.

Проблемой при использовании глобального мониторинга и систем GNSS является множество национальных и локальных координатных систем в мире. В результате координаты, вычисленные системой GNSS, не всегда совпадают с местными координатами. В случае неправильного выбора системы координат ошибка позиционирования может составлять несколько сотен метров.

Кроме того, существуют различия в формальном описании (Егоров В.М., Цветков В.Я., 2012). Например, обозначения сферических координат, принятые в Америке, таковы, что положение точки Р определяется тремя компонентами: (ρ , φ , θ). В терминах декартовой системы координат: ρ – это расстояние от точки Р до полюса; φ – широта или полярный угол (угол между z-осью и прямой, проведенной из полюса до точки Р); θ – азимут или долгота (угол между положительной x-осью и проекцией прямой, проведенной из полюса до точки Р на xy-плоскость).

В Европе принято использовать другие обозначения. Положение точки задаётся числами: (r , θ , φ), где r – расстояние от точки Р до начала координат; θ – полярный угол; φ – азимутальный угол. То есть в европейской системе, которая применяется и в России, обозначения для углов переставлены по сравнению с американской системой.

Для глобальных определений используют геоцентрические системы отсчета, это GEI (Geocentric Equatorial Inertial) – геоцентрическая экваториальная инерциальная система и GEO (Geographic Coordinate System) в России ее иногда называют Гринвическая геоцентрическая система. Такое название обусловлено тем, что в этом случае ось X находится в экваториальной плоскости Земли, но фиксируется с вращением Земли, так что она проходит через Гринвичский меридиан (0° долготы).

Геодезические координатные системы (geodetic Coordinate System) определяют положение с точки зрения широты, долготы и высоты над эллипсоидальной поверхностью Земли. Они используют модели Земли и так называемые референц-эллипсоиды (Майоров А.А., Савиных В.П., Цветков В.Я., 2012).

Важным является различие между геоцентрической системой отсчета и локальными национальными координатными системами. Исторически сложилось так, что для разных регионов выбирали наиболее подходящие референц-эллипсоиды.

Для устранения различий между системами измерения координат для применения GNSS рекомендованы мировая геодезическая система WGS-84 (для зарубежных стран) и ее отечественный аналог ПЗ-90 (для России и содружества европейских государств ЕС). Для перехода между этими системами необходимо использовать приемники GPS/ГЛОНАСС, в которых данная проблема решается алгоритмически.

Постановлением Правительства Российской Федерации от 28 июля 2000 г. № 568 «Об установлении единых государственных систем координат» утверждены:

- единая государственная система геодезических координат 1995 года (СК-95) для использования в геодезических и картографических работах Российской Федерации, начиная с 1 июля 2002 года;
- единая государственная геоцентрическая система координат (ПЗ-90) – для геодезического обеспечения орбитальных полетов и решения навигационных задач.

Еще одной деталью координатного обеспечения является геодезическая основа. Геодезическая основа тесно связана с формой поверхности Земли, поэтому в каждой стране или содружестве стран (Европа) она своя.

Задание и поддержание координатного обеспечения на уровне требований, обеспечивающих решение фундаментальных перспективных задач в области геодезии, геофизики, геодинамики и космонавтики, обуславливает необходимость развития государственной геодезической сети.

Реальные измерения осуществляются на конкретной территории с использованием геодезической отсчетной основы (ГОСТ Р 52572, 2006) совокупности геодезических пунктов. В России для этой цели применяют Государственную геодезическую сеть (ГГС). Государственная геодезическая сеть России, создаваемая в настоящее время, структурно формируется по принципу перехода от общего к частному и включает в себя геодезические построения различных классов точности:

- фундаментальную астрономо-геодезическую сеть (ФАГС);
- высокоточную геодезическую сеть (ВГС);
- спутниковую геодезическую сеть 1 класса (СГС-1).

В указанную систему построений вписываются также существующие астрономо-геодезическая сеть (АГС) и геодезические сети сгущения (ГСС).

Необходимо отметить еще одну особенность глобального мониторинга. Современный геомониторинг и глобальный мониторинг – в особенности в большой степени опираются на геоинформационный мониторинг (Цветков В.Я., 2005) и методы геоинформатики (Майоров А.А., 2012). Геоинформатика интегрирует картографию, геодезию, фотограмметрию и дистанционное зондирование. Этот интеграционный подход основан на создании и использовании единого геоинформационного пространства (Лебедев В.В., 2005).

ВЫВОДЫ

Координатное обеспечение системы глобального мониторинга связано не только с использованием разных систем отсчета и систем координат, но и с преобразованием координат из одной системы в другую. Координатное обеспечение при глобальном мониторинге входит в систему обеспечения единства измерений, связано с единством времени и выбором системы отсчета и использованием геодезической отсчетной основы.

Современное координатное обеспечение связано с применением методов геоинформатики, а также с созданием и использованием единого координатного пространства, что включает не только обеспечение единства координат, но обеспечение единства времени измерений. Только такой комплексный подход обеспечивает сопоставимость и анализ данных, по-

лучаемых при мониторинге, а также эффективный прогноз развития ситуации, связанной с движением небесных тел по отношению к Земле.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Веселовский И.С., Кропоткин А.П. Физика межпланетного и околоземного пространства. М.: Университетская книга, 2010. 116 с.

Геодезия, картография, геоинформатика, кадастр: энциклопедия. В 2-х т. / Под ред. А.В. Бородинко, В.П. Савиных. М.: ООО «Геодезкартиздат», 2008. Т. II. 464 с.

Егоров В.М., Цветков В.Я. Координатное обеспечение международной аэрокосмической системы глобального мониторинга // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2012. № 4. С. 34-37.

Кафтан В.И. Системы координат и системы отсчета в геодезии, геоинформатике и навигации // Геопрофи. 2008. № 3. С. 60-63.

Куликовский П.Г. Звездная астрономия. 2-е изд. М.: Наука, 1985. 272 с.

Лебедев В.В. Геоинформационное пространство России // Вестник Российской Академии наук. 2005. Т. 75, № 3. С. 195-204.

Майоров А.А. Состояние и развитие геоинформатики // Международный научно-технический и производственный журнал «Науки о Земле». 2012. № 3. С. 11-16.

Майоров А.А., Савиных В.П., Цветков В.Я. Геодезическое космическое обеспечение России // Международный научно-технический и производственный журнал «Науки о Земле». 2012. № 4. С. 23-27.

Максимова М.В. Применение местных систем координат // Международный научно-технический и производственный журнал «Науки о Земле». 2012. № 3. С. 43-45.

Меньшиков В.А., Перминов А.Н., Урличич Ю.М. Глобальные проблемы человечества и космос. М.: НИИ КС им. А.А. Максимова, 2010. 570 с.

Национальный стандарт Российской Федерации. ГОСТ Р 52572-2006. Географические информационные системы. Координатная основа. Общие требования. М.: Стандартинформ, 2006. 11 с.

Тихонов А.Н., Иванников А.Д., Цветков В.Я. Терминологические отношения // Фундаментальные исследования. 2009. № 5. С. 146-148.

Цветков В.Я. Геоинформационный мониторинг // Геодезия и аэрофотосъемка. 2005. № 5. С. 151-155.

Tsvetkov V.Ya. Global Monitoring // European Researcher. 2012. Vol. 33, № 11-1. P. 1843-1851.

Статья поступила в редакцию 09.04.2014 г.

МЕТОДИКА ВЫБОРА ЭФФЕКТИВНЫХ ВАРИАНТОВ СИСТЕМ ДЕСАНТИРОВАНИЯ НА ПЛАНЕТЫ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

TECHNIQUE OF THE EFFECTIVE OPTIONS SELECTION OF THE DESCENT SYSTEMS FOR SOLAR SYSTEM PLANETS

В.А. Воронцов¹,

профессор, доктор технических наук,
vorontsov@laspase.ru;

V.A. Vorontsov

Г.С. Говоренко²,

кандидат технических наук,
ggs@kber.ru;

G.S. Govorenko

В.В. Малышев³,

профессор, доктор технических наук,
veniaminmalyshev@mail.ru;

V.V. Malyshev

К.М. Пичхадзе¹,

профессор,
доктор технических наук,
vestnik@laspase.ru;

K.M. Pichkhadze

В.А. Поршнев²,

кандидат технических наук,
pva@kber.ru;

V.A. Porshnev

В.В. Сафронов²,

профессор,
доктор технических наук,
svv@kber.ru;

V.V. Safronov

Д.П. Тетерин²,

доктор технических наук,
tdp@kber.ru;

D.P. Teterin

Поставлена задача гипервекторного ранжирования эффективных вариантов систем десантирования на планеты Солнечной системы. Предложена общая методика решения задачи. Построено упорядоченное множество эффективных вариантов конструкции пульсирующего детонационного двигателя как элемента системы десантирования.

Ключевые слова:

*система десантирования;
планеты Солнечной системы; критерии;
гипервекторное ранжирование.*

The task of hyper vector ranging of effective options of descent systems for solar system planets is set.

The general technique of its solution is offered.

The ordered set of effective options of the pulsing detonation engine design (as an element of the descent system) is constructed.

Keywords:

*descent system;
solar system planets; criteria;
hyper vector ranging.*

ВВЕДЕНИЕ

Изучение планет Солнечной системы и их спутников – одна из актуальнейших задач современной науки. Наиболее важные сведения о характеристиках планет получены с помощью автоматических космических аппаратов (КА). Такие КА стали запускать еще в 60-е годы прошлого века СССР («Луна», «Марс», «Венера») и США («Маринер») (Пичхадзе К.М. и др., 2012).

Исследования с помощью КА продолжаются. В НПО им. С.А. Лавочкина разработан уникальный разгонный блок (РБ) «ФРЕГАТ», предназначенный для выведения космических аппаратов различного назначения на орбиты искусственных спутников Земли и на межпланетные траектории в составе ракет-носителей среднего и тяжелого класса (Асюткин В.А. и др., 2014). В августе 2012 года осуществлена успешная посадка на Марс американ-

ского марсохода Curiosity. На марсоходе установлен российский прибор, предназначенный для разведки воды до глубины 1 метр. Сегодня активное участие в изучении планет с помощью КА принимают страны Европы, а также Индия, Китай, Япония.

В состав КА входят различные системы, обеспечивающие его надежное функционирование от старта носителя до выполнения возложенных задач на планете (спутнике) с возможным возвращением на Землю. Важнейшей системой КА, во многом определяющей эффективность экспедиции, является система десантирования и дрейфа (СД). Эта система позволяет обеспечить самые надежные на сегодняшний день контактные методы исследования атмосферы и поверхности планеты (спутников) (Воронцов В.А. и др., 2012).

Проектирование СД на начальном этапе исследования планет Солнечной системы с помощью КА

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

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

² ОАО «КБ Электроприбор», Россия, г. Саратов.

JSC «KB Electropribor», Russia, Saratov.

³ ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

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

(50-е – начало 60-х годов) представляло чрезвычайно сложную задачу. Характеристики атмосферы, физические параметры планет были слабо изучены. Многие системы КА приходилось создавать на основе лишь мнений экспертов, которые, к сожалению, часто ошибались. Если при создании систем, входящих в СД, и решались оптимизационные задачи, то это были задачи однокритериальной оптимизации.

В настоящее время при проектировании СД (аванпроектировании, эскизном проектировании) используют современные методы теории систем, исследования операций, системного анализа, теории принятия решений (Гермейер Ю.Б., 1971; Гуткин Л.С., 1975; Дубов Ю.А. и др., 1986; Захаров И.Г., 2006; Моисеев Н.Н., 1981; Руа Б., 1976). Задача проектирования становится многокритериальной, а в общем случае и гипервекторной (Сафронов В.В., 2003; Сафронов В.В., 2009). Для ее решения необходимо на начальном этапе проводить анализ множества допустимых вариантов СД, сгенерировав это множество методами системного анализа. Игнорирование такого подхода, проектирование КА, оптимального лишь по одному критерию, приводит к нежелательным последствиям. Яркий пример – неудачные испытания американского КА, который планировался к запуску на Луну (август 2012 года). Этот КА проектировали оптимальным по критерию стоимости.

Отметим, что конкретная структура СД во многом определяется свойствами планеты (спутников), на которых СД будет функционировать. Планеты (спутники) объединим в группы с примерно одинаковыми значениями физических характеристик поверхностей, атмосферы и т.п. Пусть число таких групп Q . Тогда и число кортежей Парето (упорядоченного множества эффективных вариантов СД) также будет равно значению Q .

Настоящая статья посвящена: разработке общей методики решения задачи; формированию возможных вариантов морфологических матриц; определению совокупности критериев, характеризующих СД в целом и ее системы (подсистемы); математической постановке задачи построения упорядоченного множества эффективных вариантов СД; разработке метода решения задачи; применению предлагаемого подхода для выбора эффективных вариантов конструкции пульсирующего детонационного двигателя (ПДД).

1. Общая методика выбора наилучшего варианта СД

Общая методика должна предусматривать:

- генерирование множества возможных вариантов СД и ее систем (подсистем). Такое генерирование можно провести на основе применения метода морфологического ящика (ММЯ) Ф. Цвикки (Джонс Дж. К., 1982; Перегудов Ф.И. и др., 1989).

В соответствии с ММЯ составляют морфологические матрицы (ММ). Воспользуемся этим методом. Поскольку в одной ММ невозможно отобразить все многообразие альтернатив с требуемой подробностью, то на этапе генерирования проведем декомпозицию задачи. С этой целью построим иерархию морфологических матриц. На нулевом уровне расположим корневую ММ. В этой матрице представлены общие признаки и возможные альтернативы. На первом уровне – ММ систем, входящих в состав СД с учетом особенностей ее функционирования, на втором уровне – ММ подсистем, входящих в состав системы; на третьем уровне – ММ конструкций, элементов;

- отсечение неэффективных вариантов, построение кортежа Парето, выбор наилучшего варианта;
- выбор стендов для испытаний приборов и устройств, входящих в состав СД;
- проведение коррекции результатов решения при изменении внешних условий, появлении новых данных о планете (спутниках), полученных как отечественными, так и иностранными КА.

С учетом сделанных замечаний общая методика выглядит следующим образом:

1. Сформировать Q группы планет (спутников) с примерно одинаковыми состояниями атмосферы, значениями физических параметров и т.д.
2. Уточнить свойства выбранной группы планет (спутников) с учетом новых данных, полученных от КА либо наземных станций.
3. Определить (уточнить) план исследований выбранной группы планет (спутников).
4. Разработать морфологические матрицы СД, ее систем, подсистем и элементов (в зависимости от требуемой глубины проектирования).
5. Сформировать совокупность критериев, характеризующих СД, ее системы, подсистемы, элементы. Определить коэффициенты важности критериев.
6. Осуществить математическую постановку задачи выбора упорядоченного множества эффективных вариантов СД (кортежа Парето).
7. Разработать (выбрать) метод решения задачи гипервекторного ранжирования.
8. На основе ММ третьего уровня с использованием разработанного метода ранжирования построить кортежи Парето; число кортежей определяется числом анализируемых элементов. Выбрать в каждом кортеже Парето наилучший вариант. Эти варианты принимаем в качестве альтернатив в ММ второго уровня иерархии.
9. На основе ММ второго уровня с использованием метода ранжирования построить кортежи Парето; число кортежей определяется числом анализируемых подсистем. Выбрать в каждом кортеже Парето наилучший вариант. Эти варианты принимаем в качестве альтернатив в ММ первого уровня иерархии.

МЕТОДИКА ВЫБОРА ЭФФЕКТИВНЫХ ВАРИАНТОВ СИСТЕМ ДЕСАНТИРОВАНИЯ НА ПЛАНЕТЫ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

10. На основе ММ первого уровня с использованием метода ранжирования построить кортежи Парето; число кортежей определяется числом анализируемых систем. Выбрать в каждом кортеже Парето наилучший вариант. Эти варианты принимаем в качестве альтернатив в корневой ММ.

11. На основе корневой ММ построить кортеж Парето, в состав которого входит множество эффективных вариантов СД для данной группы планет (спутников). Выбрать наилучший вариант СД для реализации.

12. При необходимости провести сравнение результатов решений, полученных по п.п. 8-11, с результатами, найденными с использованием других методов.

13. Построить упорядоченное множество эффективных вариантов (кортеж Парето) стендов для про-

ведения испытаний выбранных систем (подсистем, элементов) и выбрать наилучший вариант.

14. Провести испытания выбранных образцов систем (подсистем, элементов) на испытательном стенде (стендах).

15. Обработать информацию, полученную в ходе испытаний.

16. Сделать вывод об эффективности выбранных систем (подсистем, элементов) либо о необходимости их доработки. В последнем случае перейти к п. 4.

17. При изменении внешних условий, требований к СД и т.п. перейти к п. 1.

Как видно, требуемый объем проводимых исследований чрезвычайно большой. Рассмотрим лишь основные фрагменты методики.

таблица 1 – Морфологическая матрица системы десантирования

признаки	альтернативы			
	1	2	3	4
целевое назначение ДА	исследование поверхности планет (спутников планет)	исследование атмосферы планет (спутников планет)	забор грунта	забор грунта и доставка его на Землю
схема посадки	с аэродинамическим качеством	без аэродинамического качества		
система торможения	с использованием ЭСУ	без использования ЭСУ		
система амортизации	с использованием ЭСУ мягкой посадки	без использования ЭСУ мягкой посадки		
форма ДА	сфера	конус	диск	конус с торцевыми сегментами
бортовая СУ	автономная платформенная	автономная бесплатформенная	комплексированная платформенная	комплексированная бесплатформенная
встроенная система контроля	с элементами искусственного интеллекта	без элементов искусственного интеллекта
система поиска	с использованием плазменного следа	с применением передатчика	с использованием гамма-маяка	...
система связи	прямая	через орбитальный аппарат	комбинированная	...
компоновка ДА	открытая	закрытая		

таблица 2 – Морфологическая матрица систем посадки, торможения и амортизации с использованием ЭСУ (ММ первого уровня)

признаки	альтернативы				
	1	2	3	4	5
посадка с аэродинамическим качеством	аэродинамическое торможение (АТ)	АТ+ парашютная система (ПС)	АТ+ПС+ ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ)	АТ+ПС+ жидкостной ракетный двигатель (ЖРД)	АТ+ПС+ ПДД+ ЖРД
посадка без аэродинамического качества	ЖРД	РДТТ	ЖРД+РДТТ	РДТТ+ЖРД	РДТТ+ ПДД+ ЖРД
система торможения с использованием ЭСУ	ЖРД	РДТТ	ракетный прямоточный двигатель с жидким топливом (РПДж)	ракетный прямоточный двигатель с твердым топливом (РПДт)	ПДД
система амортизации с использованием ЭСУ мягкой посадки	ЖРД	РДТТ	ПДД		

таблица 3 – Морфологическая матрица систем посадки, торможения и амортизации без использования ЭСУ (ММ первого уровня)

признаки	альтернативы				
	1	2	3	4	5
посадка с аэродинамическим качеством	аэродинамическое торможение (АТ)	АТ+ парашютная система (ПС)	АТ+ПС+ РДТТ	АТ+ПС+ЖРД	АТ+ПС+ ПДД+ЖРД
посадка без аэродинамического качества	ЖРД	РДТТ	ЖРД+РДТТ	РДТТ+ ЖРД	РДТТ+ ПДД+ ЖРД
система торможения без использования ЭСУ	ПС	вытяжной парашют	тормозной парашют	основной парашют	ПВД
средства амортизации без использования ЭСУ мягкой посадки	шасси с поглотителями	надувные баллоны	защитный кожух	конструкция	

таблица 4 – Система критериев для сравнения вариантов СД

многовекторные компоненты	векторные компоненты	скалярные критерии
маневренность, K_1	управляемость спускаемого аппарата на траектории спуска в соответствии с его целевым назначением, K_{11}	управляемость спускаемого аппарата на траектории спуска в соответствии с его целевым назначением, K_{111}
	сохранение работоспособности научно-исследовательской аппаратуры при соприкосновении с поверхностью небесного тела, K_{12}	сохранение работоспособности научно-исследовательской аппаратуры при соприкосновении с поверхностью небесного тела, K_{121}
	показатель эффективности системы посадки, K_{13}	показатель эффективности системы посадки (нижняя и верхняя границы (НВГ)), K_{131}, K_{132}
	точность посадки в заданном районе, K_{14}	точность посадки в заданном районе (НВГ), K_{141}, K_{142}
техническая, K_2	масса аппарата, K_{21}	масса аппарата (НВГ), K_{211}, K_{212}
	масса системы мягкой посадки, K_{22}	масса системы мягкой посадки (НВГ), K_{221}, K_{222}
	габариты системы мягкой посадки (объем), K_{23}	объем (НВГ), K_{231}, K_{232}
	энерговооруженность аппарата, K_{24}	потребляемая мощность (НВГ), K_{241}, K_{242}
	надежность (проектная), K_{25}	надежность (проектная), K_{251}
	помехозащищенность, K_{26}	помехозащищенность, K_{261}
эксплуатационно-технологическая, K_3	назначенный срок службы, K_{31}	назначенный срок службы, K_{311}
	назначенный ресурс, K_{32}	назначенный ресурс, K_{321}
	удобство эксплуатации, K_{33}	электронных элементов, K_{331}
		механических элементов, K_{332}
		пнеumo-гидросистем, K_{333}
	безопасность эксплуатации, K_{34}	электронных элементов, K_{341}
		механических элементов, K_{342}
		пнеumo-гидросистем, K_{343}
	надежность бортовых систем в процессе применения на различных этапах полета, K_{35}	надежность работы системы на этапе 1, K_{351} надежность работы системы на этапе N, K_{35N}
	надежность функционирования научно-исследовательской аппаратуры, K_{36}	надежность функционирования научно-исследовательской аппаратуры на этапе 1, K_{361}
		надежность функционирования научно-исследовательской аппаратуры на этапе N, K_{36N}
	степень стандартизации, K_{37}	степень стандартизации, K_{371}
	степень унификации, K_{38}	степень унификации, K_{381}
	степень преемственности, K_{39}	степень преемственности, K_{391}
	степень технологичности, K_{310}	степень технологичности, K_{3101}
экономическая, K_4	стоимость разработки, K_{41}	стоимость разработки (НВГ), K_{411}, K_{412}
	стоимость изготовления, K_{42}	стоимость изготовления (НВГ), K_{421}, K_{422}
	стоимость эксплуатации в процессе полета, K_{43}	стоимость эксплуатации в процессе полета (НВГ), K_{431}, K_{432}
	стоимость эксплуатации в процессе проведения научных исследований, K_{44}	стоимость эксплуатации в процессе проведения научных исследований (НВГ), K_{441}, K_{442}
эффективность исследовательской программы (научная эффективность экспедиции), K_5	комплексность исследований, K_{51}	комплексность исследований, K_{511}
	объем (полнота) исследований, K_{52}	объем (полнота) исследований, K_{521}
	достоверность исследований, K_{53}	достоверность исследований, K_{531}

2. Построение морфологических матриц СД и ее систем

В соответствии с методом морфологического ящика составим морфологические таблицы, на основе которых можно сгенерировать множество возможных вариантов СД и ее подсистем. В таблице 1 представлен возможный вариант корневой ММ. В качестве ММ первого уровня рассмотрим морфологические матрицы систем посадки, торможения и амортизации с использованием энергосиловой установки (ЭСУ) (таблица 2) и без использования ЭСУ (таблица 3). В таблицу 2 в качестве ЭСУ включен пульсирующий детонационный двигатель (Сафронов В.В., Жебраков А.С., Поршнев В.А., 2010).

3. Формирование совокупности критериев для оценки СД

Совокупность критериев формируется на основе основных положений теории систем, анализа назначения СД, целей ее создания, требований технического задания, ГОСТов (в части, касающейся СД), особенностей функционирования СД и возможных сценариев ее применения (Воронцов В.А. и др., 2012; Ларичев О.И., 1979; Моисеев Н.Н., 1981; Перегудов Ф.И. и др., 1989). Система критериев представлена в таблице 4.

Необходимо: построить множество эффективных вариантов СД и расположить варианты в порядке убывания приоритета по совокупности критериев. Иначе необходимо построить кортежи Парето, число которых равно Q .

Рассматриваемая задача сводится к задаче гипервекторного ранжирования (Сафронов В.В., 2003; Сафронов В.В., 2009). Действительно, совокупность критериев характеризуется 5 многовекторными компонентами (K_1-K_5), 28 векторными компонентами, 45 скалярными критериями.

4. Постановка и метод решения задачи гипервекторного ранжирования СД

Введем необходимые в дальнейшем обозначения:
 $S = \{S_\alpha, \alpha = \overline{1, n}\}$ – множество вариантов СД (вариантов);

$S_D \subseteq S$ – множество допустимых вариантов, для которых, в зависимости от специфики СД, должны выполняться некоторые дисциплинирующие условия: неравенства, равенства, логические условия и т.п.;

$K_{\varepsilon j}(S_\alpha)$ – i -й скалярный критерий j -й векторной компоненты, которая входит в многовекторную компоненту с номером ε ($\varepsilon = \overline{1, E}; j = \overline{1, r_\varepsilon}; i = \overline{1, r_{\varepsilon j}}$). Здесь E – число многовекторных компонент; r_ε – число

векторных компонент в многовекторной компоненте с номером ε ; $r_{\varepsilon j}$ – число скалярных критериев в j -й векторной компоненте, которая, в свою очередь, входит в многовекторную компоненту с номером ε .

$K_{\varepsilon j}(S_\alpha) = \{K_{\varepsilon ji}(S_\alpha), i = \overline{1, r_{\varepsilon j}}\}$, $K_\varepsilon(S_\alpha) = \{K_{\varepsilon j}(S_\alpha), j = \overline{1, r_\varepsilon}\}$,
 $K(S_\alpha) = \{K_\varepsilon(S_\alpha), \varepsilon = \overline{1, E}\}$ – соответственно множество скалярных, векторных и многовекторных компонент, характеризующих СД $S_\alpha \in S_D$;

$A = \{a_\varepsilon, \varepsilon = \overline{1, E}\}$, $A_\varepsilon = \{a_{\varepsilon j}, j = \overline{1, r_\varepsilon}\}$, $A_{\varepsilon j} = \{a_{\varepsilon ji}, i = \overline{1, r_{\varepsilon j}}\}$ – соответственно множество коэффициентов важности многовекторных, векторных и скалярных компонент, причем $\sum_{\varepsilon=1}^E a_\varepsilon = 1$, $\sum_{j=1}^{r_\varepsilon} a_{\varepsilon j} = 1$, $\sum_{i=1}^{r_{\varepsilon j}} a_{\varepsilon ji} = 1$, $j = \overline{1, r_\varepsilon}$, $\varepsilon = \overline{1, E}$;

$P = \{S_{k_1}^0, S_{k_2}^0, \dots, S_{k_n^\pi}^0\}$ – упорядоченное множество эффективных систем (кортеж Парето), $P \subseteq S_D$; элементы кортежа ранжированы в соответствии с решающими правилами так, что выполняется условие $S_{k_1}^0 \succ S_{k_2}^0 \succ \dots \succ S_{k_i}^0 \succ \dots \succ S_{k_n^\pi}^0$, где « \succ » – знак отношения доминирования, $k_i \in \{1, 2, \dots, n\}$. Длина кортежа равна n^π .

Допустим, известны множества A , A_ε , $A_{\varepsilon j}$, S , $K_{\varepsilon j}(S_\alpha)$, $K_\varepsilon(S_\alpha)$, $K(S_\alpha)$ ($\alpha = \overline{1, n}; \varepsilon = \overline{1, E}; j = \overline{1, r_\varepsilon}$), решающие правила. Требуется найти кортеж Парето P , для элементов которого справедливо

$$K(S_{k_i}^0) = \min_{S_\alpha \in S_D} K(S_\alpha), S_{k_i}^0 \in P. \quad (1)$$

Для решения задачи (1) разработан метод гипервекторного ранжирования, предполагающий многократное применение метода «жесткого» ранжирования (МЖР) (Сафронов В.В., 2003; Сафронов В.В., 2009). В свою очередь, отечественными и зарубежными учеными разработаны методы многокритериального ранжирования, которые широко применяются в прикладных задачах: анализа иерархий Т. Саати (Саати Т.Л., 1993); Борда (Трахтенгерц Э.А., 2002); равномерной оптимальности; справедливого компромисса; идеальной точки в пространстве критериев (Дубов Ю.А. и др., 1986); минимаксный (Гермейер Ю.Б., 1971; Гуткин Л.С., 1975) и многие другие.

К сожалению, использование перечисленных методов для решения задач многокритериального, многовекторного и гипервекторного ранжирования может привести к получению неэффективных решений. В соответствии с теоремой С. Карлина применение линейной свертки справедливо, когда множество векторных оценок строго выпукло, ограничено и замкнуто (Карлин С., 1964; Захаров И.Г., 2006), т.е. для очень узкого класса задач. На этот факт еще раз обратил внимание исследователей, использующих для решения многокритериальных задач метод анализа иерархий, В.Д. Ногин (Ногин В.Д., 2004). Ю.Б. Гермейером (Гермейер Ю.Б., 1971) доказана теорема о построении Парето-оптимальных решений для невыпуклых многокритериальных задач. Однако, как отмечено

таблица 5 – Варианты ПДД и их конструктивные особенности

варианты ПДД, $S_\alpha, \alpha = \overline{1,20}$	характерные признаки		
	количество секций	характеристика диффузора	наличие эжектора
S_1, S_2, S_3, S_4, S_5	1	S_1 – без диффузора; S_2 – диффузор (угол раскрытия (УР) φ_3); S_3 – диффузор (УР φ_2); S_4, S_5 – диффузор (УР φ_1)	S_1, S_2, S_3, S_4 – без эжектора; S_5 – с эжектором (длина l_2)
$S_6, S_7, S_8, S_9, S_{10}, S_{11}, S_{12}$	2	S_6 – без диффузора; S_7 – диффузор (УР φ_3); S_8 – диффузор (УР φ_2); $S_9 - S_{12}$ – диффузор (УР φ_1)	$S_6 - S_9$ – без эжектора; S_{10} – с эжектором (длина l_2); S_{11} – с эжектором (длина l_3); S_{12} – с эжектором (длина l_4)
$S_{13}, S_{14}, S_{15}, S_{16}, S_{17}, S_{18}, S_{19}, S_{20}$	3	S_{13} – без диффузора; S_{14} – диффузор (УР φ_3); S_{15} – диффузор (УР φ_2); $S_{16} - S_{20}$ – диффузор (УР φ_1)	$S_{13} - S_{16}$ – без эжектора; S_{17} – с эжектором (длина l_1); S_{18} – с эжектором (длина l_2); S_{19} – с эжектором (длина l_3); S_{20} – с эжектором (длина l_4)

в (Михалевич В.С. и др., 1981), если на частные критерии не накладывать никаких дополнительных ограничений, то решения, получаемые по Ю. Гермейеру, могут быть и не оптимальными по Парето.

С целью устранения этих проблем в (Сафронов В.В., 2011; 2011) сформулированы и доказаны теоремы, позволяющие подтвердить корректность решения задачи гипервекторного ранжирования при использовании в качестве опорного метода «жесткого» ранжирования. Предложен метод построения истинных кортежей Парето при применении иных методов многокритериального ранжирования, изначально приводящих к получению псевдокортежей Парето. Введем необходимые определения.

Определение 1. Опорный кортеж Парето P – упорядоченное множество только эффективных вариантов, построенное в ходе решения задач многокритериального, многовекторного или гипервекторного ранжирования с использованием МЖР.

Определение 2. Псевдокортеж Парето P_{nq} – упорядоченное множество эффективных и неэффективных вариантов, построенное в ходе решения задач многокритериального, многовекторного или гипервекторного ранжирования с использованием метода, отличного от МЖР, $q = \overline{1, Q}$.

Определение 3. Истинный кортеж Парето P_{uq} – упорядоченное множество эффективных вариантов, построенное на основе псевдокортежа Парето, у которого исключены неэффективные варианты, $q = \overline{1, Q}$.

Допустим, что с использованием МЖР, а также других, интересующих нас методов из заданного множества построены соответственно опорный кортеж Парето P и q псевдокортежей P_{nq} , $q = \overline{1, Q}$. Справедлив следующий критерий построения истинных кортежей Парето P_{uq} , $q = \overline{1, Q}$ (Сафронов В.В., 2011; 2011): для построения истинных кортежей Парето необходимо и достаточно из соответствующих псевдокортежей Парето выбрать, не нарушая порядок следования, лишь варианты, номера которых указаны в опорном кортеже Парето. Иначе $P_{uq} = (P_{nq} \cap P, q = \overline{1, Q})$.

5. Численный пример.

Построение эффективных вариантов конструкции ПДД

Как следует из предыдущего материала, ПДД могут применяться в системах спуска и мягкой посадки СД. С использованием методов «жесткого» ранжирования, анализа иерархий, Борда и критерия построения истинных кортежей Парето решим задачи выбора наилучшего варианта ПДД. Рассмотрим три случая: атмосфера учитывается, ПДД испытывает влияние лобового сопротивления; атмосфера учитывается, ПДД находится внутри КА и не испытывает непосредственного влияния лобового сопротивления; влияние атмосферы не учитывается, анализу подлежат лишь ПДД без эжектора.

Необходимо выбрать наилучшую по совокупности критериев конструкцию ПДД для использования его в качестве силовой установки в системе десантирования.

5.1. Генерирование возможных вариантов ПДД

На основе метода морфологического ящика составлена морфологическая матрица, на основе которой сгенерировано более 55000 вариантов ПДД. Однако не все варианты удовлетворяли ограничениям и имели совместимые подсистемы, в итоге в качестве допустимых было отобрано двадцать вариантов, основные конструктивные особенности которых представлены в таблице 5.

5.2. Формирование совокупности критериев для оценки ПДД

Для выбора эффективного варианта ПДД предлагается использовать систему критериев, представленную в таблице 6.

МЕТОДИКА ВЫБОРА ЭФФЕКТИВНЫХ ВАРИАНТОВ СИСТЕМ ДЕСАНТИРОВАНИЯ НА ПЛАНЕТЫ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

таблица 6 – Система критериев для сравнения вариантов конструкции ПДД

1. атмосфера учитывается, ПДД испытывает влияние лобового сопротивления				
K_1	K_2	K_3	K_4	K_5
удельная тяга	лобовая тяга	удельный расход	удельная масса	длина
2. атмосфера учитывается, ПДД находится внутри КА и не испытывает непосредственного влияния лобового сопротивления				
3. влияние атмосферы не учитывается, анализу подлежат лишь ПДД без эжектора				
K_1	K_3	K_4	K_5	

5.3. Решение задачи многокритериального ранжирования ПДД

Относительные значения критериев приведены в таблице 7. Задачу многокритериального ранжирования решим с использованием трех методов (МЖР, анализа иерархий, Борда) и критерия построения истинного кортежа Парето.

5.3.1. Атмосферный участок.

Лобовая тяга существенна

Результаты решения приведены в таблице 8.

В качестве наилучшего варианта выбираем систему S_{20} – ПДД с эжектором и диффузором. Угол раскрытия эжектора φ_1 , длина диффузора l_4 . При высоких требованиях к длине двигателя наилучшим вариантом является односекционный ПДД без диффузора и эжектора.

5.3.2. Атмосферный участок.

Лобовая тяга несущественна

Результаты решения задачи приведены в таблице 9.

В качестве наилучшего варианта выбираем систему S_{20} – ПДД с эжектором и диффузором. Угол раскрытия эжектора φ_1 , длина диффузора l_4 (рисунок 1).

При жестких требованиях к длине двигателя наилучшим вариантом является односекционный ПДД без диффузора и эжектора (рисунок 2).

таблица 7 – Относительные значения критериев

критерии	системы									
	S_1	S_2	S_3	S_4	S_5	S_6	S_7	S_8	S_9	S_{10}
K_1	1	0.79	1.18	0.91	1.72	1.11	0.76	0.99	1.1	1.97
K_2	1	0.27	0.48	0.56	0.38	1.11	0.26	0.40	0.66	0.44
K_3	1	1.27	0.85	1.1	0.58	0.90	1.31	1.00	0.93	0.51
K_4	1	1.41	0.92	1.19	0.74	0.99	1.59	1.21	1.12	0.70
K_5	1	1.11	1.11	1.11	1.52	1.2	1.30	1.30	1.30	1.72
	S_{11}	S_{12}	S_{13}	S_{14}	S_{15}	S_{16}	S_{17}	S_{18}	S_{19}	S_{20}
K_1	1.53	3.55	1.47	1.01	0.87	1.36	1.75	2.05	2.19	4.79
K_2	0.34	0.79	1.47	0.34	0.35	0.84	0.39	0.45	0.48	1.06
K_3	0.65	0.28	0.68	0.99	1.15	0.73	0.57	0.49	0.46	0.21
K_4	0.96	0.43	0.83	1.32	1.52	0.97	0.80	0.72	0.71	0.34
K_5	1.90	2.09	1.39	1.5	1.5	1.5	1.73	1.91	2.10	2.28

таблица 8 – Результаты решения задачи ранжирования конструкций ПДД

коэффициенты важности: $a_1=0.502$, $a_2=0.251$, $a_3=0.1$, $a_4=0.084$, $a_5=0.063$			
применяемый метод	опорный кортеж Парето	псевдокортеж Парето	истинный кортеж Парето
«жесткого» ранжирования	$S_{20}, S_{12}, S_{18}, S_{10}, S_5, S_{13}, S_3, S_6, S_1$	–	$S_{20}, S_{12}, S_{18}, S_{10}, S_5, S_{13}, S_3, S_6, S_1$
анализа иерархий	–	$S_{20}, S_{12}, S_{13}, S_{19}, S_{18}, S_{10}, S_6, S_{16}, S_5, S_{17}, S_1, S_{11}, S_9, S_3, S_4, S_8, S_{14}, S_{15}, S_2, S_7$	$S_{20}, S_{12}, S_{13}, S_{18}, S_{10}, S_6, S_5, S_1, S_3$
Борда	–	$S_{12}, S_{13}, S_{19}, S_{10}, S_{18}, S_6, S_3, S_5, S_{16}, S_{17}, S_9, S_4, S_{11}, S_8, S_{14}, S_2, S_{20}, S_{15}, S_7$	$S_{12}, S_{13}, S_{10}, S_{18}, S_6, S_3, S_5, S_{20}, S_1$

таблица 9 – Результаты решения задачи ранжирования конструкций ПДД

коэффициенты важности: $a_1=0.67$, $a_3=0.134$, $a_4=0.112$, $a_5=0.084$			
применяемый метод	опорный кортеж Парето	псевдокортеж Парето	истинный кортеж Парето
«жесткого» ранжирования	$S_{20}, S_{12}, S_{18}, S_{10}, S_5, S_{13}, S_3, S_1$	–	$S_{20}, S_{12}, S_{18}, S_{10}, S_5, S_{13}, S_3, S_1$
анализа иерархий	–	$S_{20}, S_{12}, S_{19}, S_{18}, S_{10}, S_5, S_{17}, S_{13}, S_{11}, S_{16}, S_3, S_6, S_1, S_9, S_8, S_{14}, S_4, S_{15}, S_2, S_7$	$S_{20}, S_{12}, S_{18}, S_{10}, S_5, S_{13}, S_3, S_1$
Борда	–	$S_{12}, S_{10}, S_{19}, S_{18}, S_5, S_{17}, S_3, S_{13}, S_6, S_{11}, S_{16}, S_9, S_4, S_8, S_{14}, S_2, S_{20}, S_{15}, S_1, S_7$	$S_{12}, S_{10}, S_{18}, S_5, S_3, S_{13}, S_{20}, S_1$



рисунок 1. ПДД с эжектором и диффузором

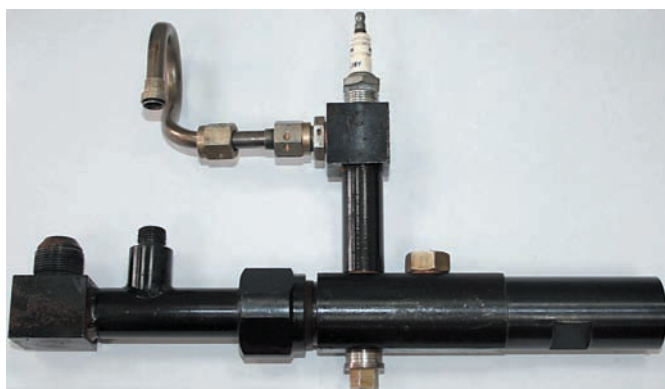


рисунок 2. ПДД без эжектора и диффузора

5.3.3. Внеатмосферный участок. Лобовая тяга несущественна, влияние эжектора отсутствует

Результаты решения приведены в таблице 10.

таблица 10 – Результаты решения задачи ранжирования
конструкции ПДД

коэффициенты важности: $a_1=0.67, a_3=0.134, a_4=0.112, a_5=0.084$			
применяемый метод	опорный кортеж Парето	псевдокортеж Парето	истинный кортеж Парето
«жесткого» ранжирования	S_{13}, S_3, S_1	—	S_{13}, S_3, S_1
анализа иерархий	—	$S_{13}, S_{16}, S_3, S_6, S_9, S_1, S_8, S_{14}, S_4, S_{15}, S_2, S_9$	S_{13}, S_3, S_1
Борда	—	$S_3, S_{13}, S_3, S_{16}, S_9, S_4, S_8, S_{14}, S_2, S_{15}, S_7, S_1$	S_3, S_{13}, S_1

В качестве наилучшего варианта выбираем систему S_{13} – трехсекционный ПДД без диффузора и эжектора.

закключение

1. Важнейшей проблемой, с которой сталкиваются разработчики систем десантирования, является выбор наилучшего варианта СД для различных групп планет (спутников) Солнечной системы.

2. Предложена общая методика решения задачи, которая предусматривает: генерирование множества возможных вариантов СД и ее систем (подсистем); отсечение неэффективных вариантов; построение кортежа Парето; выбор наилучшего варианта; выбор стендов для испытания приборов и систем СД; проведение коррекции результатов решения при изменении внешних условий, появлении новых данных о планете (спутниках).

3. Для генерирования вариантов СД и ее систем (подсистем) используется метод морфологического ящика. Осуществлена декомпозиция задачи: предложено разрабатывать корневую морфологическую матрицу и затем морфологические матрицы первого, второго и последующих уровней иерархии. В качестве примера рассмотрена корневая ММ СД, ММ первого и второго уровней иерархии. Построение наилучших вариантов должно осуществляться снизу вверх. Результаты, полученные на нижних уровнях иерархии, используют в морфологических матрицах верхних уровней иерархии. Это позволяет отсекаать заведомо неэффективные варианты и сократить возможный неэффективный перебор.

4. Варианты СД и ее системы (подсистемы) характеризуются множеством критериев, часть из которых являются интервальными. С точки зрения системного анализа задача выбора наилучшего варианта СД, ее систем и подсистем сводится к задаче гипервекторного ранжирования.

5. Осуществлены вербальная и математическая постановки задачи гипервекторного ранжирования вариантов СД. Предлагается метод решения, основу которого составляет метод «жесткого» ранжирования. Сформулирован критерий построения истинных кортежей Парето.

6. В качестве примера рассмотрена задача выбора наилучшего варианта конструкции пульсирующего детонационного двигателя, который входит в состав систем посадки, торможения и амортизации СД. Сгенерировано множество возможных вариантов конструкций ПДД, определено множество допустимых вариантов, и сформирована система критериев для сравнительной оценки ПДД. Задача решена для трех характерных случаев: атмосфера учитывается, ПДД испытывает влияние лобового сопротивления; атмосфера учитывается, ПДД находится внутри КА и не испытывает непосредственного влияния лобового сопротивления; атмосфера не учитывается, анализу подлежат лишь ПДД без эжектора. Приведены наилучшие варианты конструкции ПДД для одного из частных случаев задания коэффициентов важности.

список литературы

Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «ФРЕГАТ» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3-10.

Воронцов В.А., Пичхадзе К.М. Методологические основы формирования схемных решений средств десантирования и дрейфа в атмосферах планет и их спутников // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов, И.Л. Шевалев; под ред. В.В. Ефанова, К.М. Пичхадзе: В 2-х т. Т. 1. М.: Изд-во МАИ, 2012. С. 9-54.

Гермейер Ю.Б. Введение в теорию исследования операций. М.: Наука, 1971. 383 с.

Гуткин Л.С. Оптимизация радиоэлектронных устройств. М.: Сов. радио, 1975. 368 с.: ил.

Джонс Дж. К. Методы проектирования: перевод с английского. 2-е изд., доп.. М.: Энергоиздат, Ленингр. отд-е, 1982. 288 с.

Дубов Ю.А., Травкин С.И., Якимец В.Н. Многокритериальные модели формирования и выбора вариантов систем. М.: Наука, 1986. 296 с.

Захаров И.Г. Обоснование выбора. Теория практики. СПб.: Судостроение, 2006. 528 с.

Карлин С. Математические методы в теории игр, программировании и экономике. М.: Сов. Радио, 1964. 838 с.

Ларичев О.И. Наука и искусство принятия решений. М.: Наука, 1979. 200 с.

Михалевич В.С., Волкович В.Л. Вычислительные методы исследования и проектирования сложных систем. М.: Наука, 1982. 286 с.

Моисеев Н.Н. Математические задачи системного анализа. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1981. 488 с.

Ногин В.Д. Упрощенный вариант метода анализа иерархий на основе нелинейной свертки критериев //

Журнал вычислительной математики и математической физики. 2004. Т. 44, № 7. С. 1259-1268.

Перегудов Ф.И., Тарасенко Ф.П. Введение в системный анализ: учеб. пособие для вузов. М.: Высш. школа, 1989. 367 с.

Пичхадзе К.М., Шевалев И.Л. К 75-летию НПО им. С.А. Лавочкина: основные вехи истории // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 7-23.

Руба Б. Проблемы и методы решений в задачах с многими целевыми функциями // Вопросы анализа и процедуры принятия решений. М.: Мир, 1976. С. 20-58.

Саати Т.Л. Принятие решений. Метод анализа иерархий: пер. с англ. М.: Радио и связь, 1993. 320 с.

Сафронов В.В. Гипервекторное ранжирование сложных систем // Информационные технологии. 2003. № 5. С. 23-26.

Сафронов В.В. Основы системного анализа: методы многовекторной оптимизации и многовекторного ранжирования: монография. Саратов: Научная книга, 2009. 329 с.

Сафронов В.В., Жебраков А.С., Поршнев В.А. Выбор эффективных вариантов энергосиловых установок методом гипервекторного ранжирования // Мехатроника, автоматизация, управление. 2010. № 11. С. 60-64.

Сафронов В.В. Сравнительная оценка методов «жесткого» ранжирования, справедливого компромисса и равномерной оптимальности в задаче гипервекторного ранжирования систем // Информационно-управляющие системы. 2011. № 3. С. 2-8.

Сафронов В.В. Сравнительная оценка методов «жесткого» ранжирования и анализа иерархий в задаче гипервекторного ранжирования систем // Информационные технологии. 2011. № 7. С. 8-13.

Трахтенгерц Э.А. Компьютерная поддержка принятия согласованных решений // Приложение к журналу «Информационные технологии». 2002. № 3. 24 с.

Статья поступила в редакцию 17.03.2014 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

верстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«НПОЛ – ГРАФИК ДИЗАЙН»

подписано в печать 02.07.2014. формат 60х84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объем 15 печ. л. тираж 700 экз.

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Полстар» (МАИ),

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



ОАО «САО «Энергогарант». Реклама. Лицензия № 1834-77 от 06.02.2006 г.
Федеральной службы страхового надзора на осуществление страхования.

Когда уверен в своей команде, МОЖНО РИСКОВАТЬ.

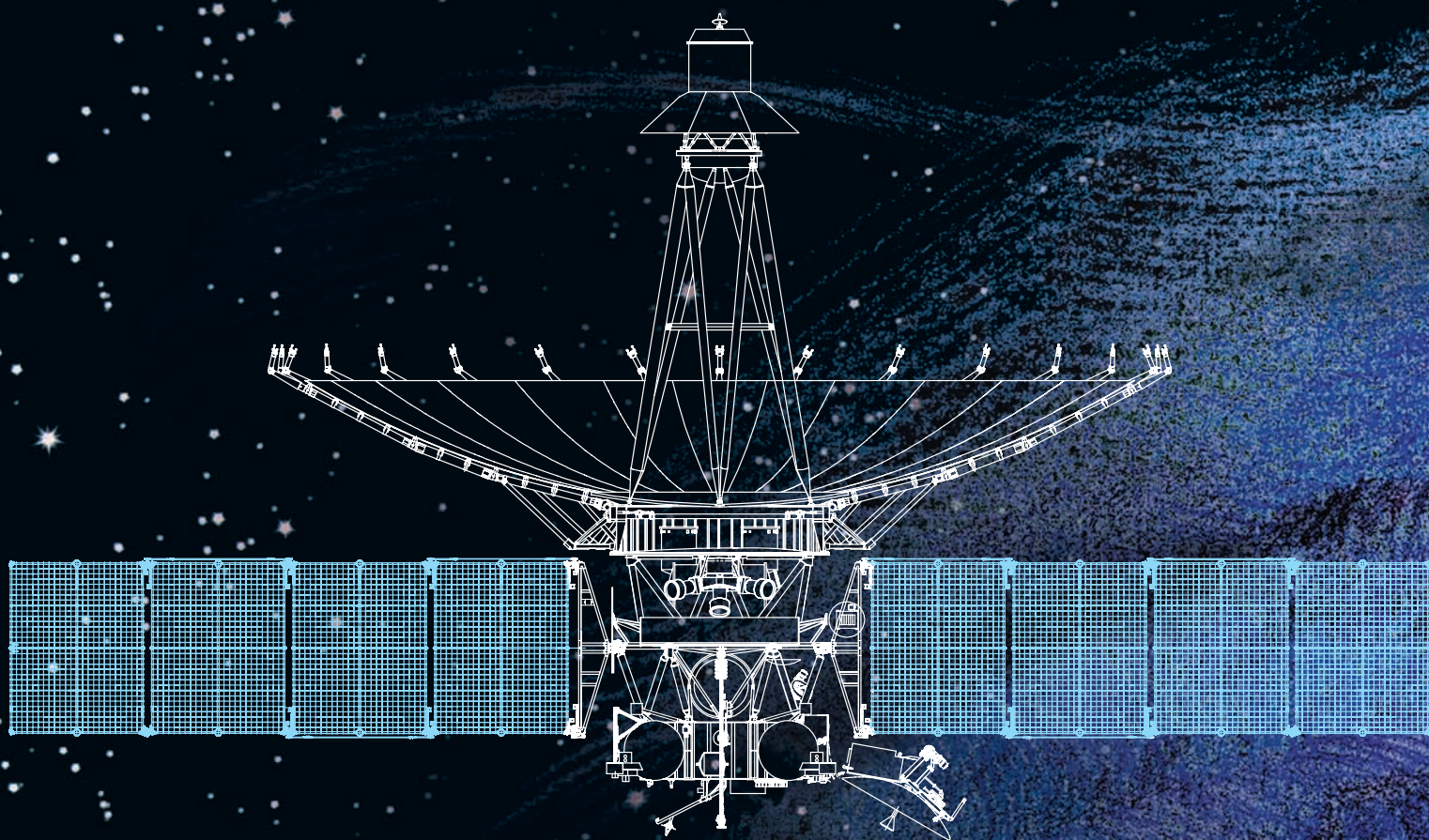
*Наша энергия — гарантия
вашего спокойствия.*



Страховая Акционерная Компания
ЭНЕРГОГАРАНТ

+7 (495) 737 03-30
www.energo Garant.ru

13 НОЯБРЯ 2014 ГОДА ИСПОЛНЯЕТСЯ 100 ЛЕТ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ **ГЕОРГИЯ НИКОЛАЕВИЧА БАБАКИНА** – ГЕРОЯ СОЦИАЛИСТИЧЕСКОГО ТРУДА, ЧЛЕНА-КОРРЕСПОНДЕНТА АН СССР, ВЫДАЮЩЕГОСЯ КОНСТРУКТОРА АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЛУНЫ, ВЕНЕРЫ, МАРСА, КОТОРЫЕ ВПЕРВЫЕ ОСУЩЕСТВИЛИ МЯГКУЮ ПОСАДКУ НА НИХ, ВЫВЕЛИ ИСКУССТВЕННЫЙ СПУТНИК ЛУНЫ, ДОСТАВИЛИ НА ЗЕМЛЮ В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ ЛУННЫЙ ГРУНТ, ПРОВЕЛИ ДОЛГОВРЕМЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МОБИЛЬНЫМИ ЛАБОРАТОРИЯМИ «ЛУНОХОД-1» И «ЛУНОХОД-2», УПРАВЛЯЕМЫМИ С ЗЕМЛИ.



КОСМИЧЕСКИЙ РАДИОТЕЛЕСКОП –
РАЗМЕРОТЕРМОСТАБИЛЬНАЯ АНТЕННА ДИАМЕТРОМ 10 м СОЗДАНА СОВМЕСТНО
НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА
И **АСТРОКОСМИЧЕСКИМ ЦЕНТРОМ**
ФИЗИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА имени П.Н. ЛЕБЕДЕВА РАН.

КОМПЛЕКС НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ **ПЛАЗМА-Ф**
СОЗДАН **ИНСТИТУТОМ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ РАН**
С **МЕЖДУНАРОДНОЙ КООПЕРАЦИЕЙ**.

СОСТОИТ ИЗ: • ПЛАЗМЕННОГО
ЭНЕРГОСПЕКТРОМЕТРА БМСВ
• МОНИТОРА ПОТОКОВ
ЭНЕРГИЧНЫХ ЧАСТИЦ МЭП
• СИСТЕМЫ СБОРА НАУЧНОЙ
ИНФОРМАЦИИ ССНИ-2

ВЫСОКОПРЕЦИЗИОННАЯ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНАЯ
ПЛАТФОРМА **НАВИГАТОР**
С КОМПЛЕКСОМ СЛУЖЕБНЫХ СИСТЕМ СОЗДАНА
НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА
С **КООПЕРАЦИЕЙ**