

№2·2009

НАУЧНО - ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

ВЕСТНИК

ISSN 2075-6941



ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина"



С НОВЫМ
ГОДОМ!

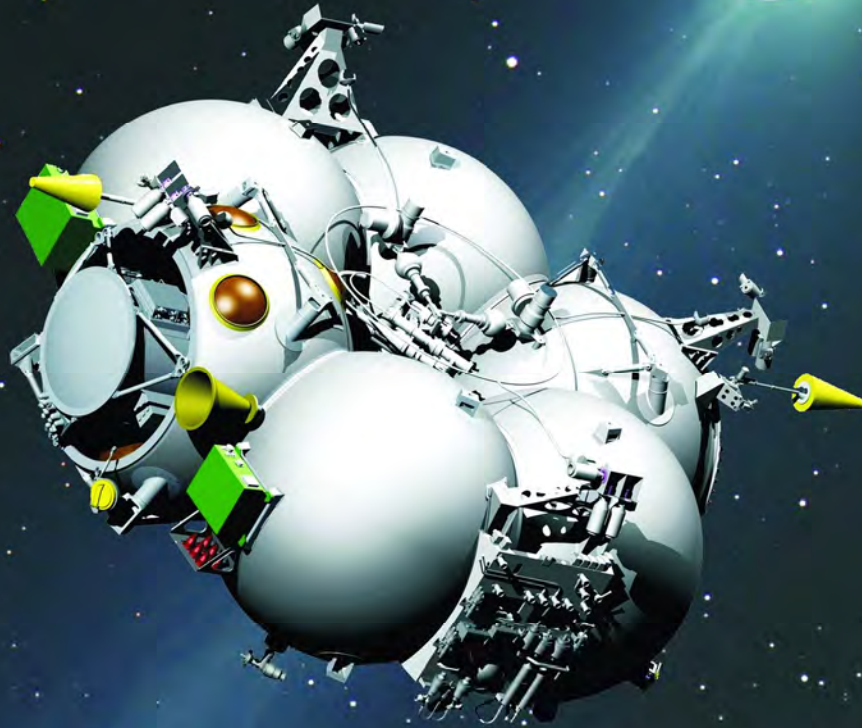


Вега 25 лет



Гранат 20 лет

Межорбитальный буксир разгонный блок **ФРЕГАТ**



Разгонный блок «ФРЕГАТ» предназначен для решения следующих задач:

- выведения космических аппаратов (КА) с опорной орбиты на высокоэнергетические орбиты, в том числе на геостационарную (ГСО) и геопереходные (ГПО);
- выведения головного блока (ГБ) с незамкнутой орбиты, формируемой РН, на опорную орбиту ИСЗ;
- ориентации и стабилизации ГБ на пассивных и активных участках полёта;
- построения заданной ориентации перед отделением КА;
- формирования и выдачи команд для сброса головного обтекателя (ГО), отделения ГБ и отделения КА;
- увода разгонного блока с целевой орбиты после отделения КА.

Основные характеристики РБ «ФРЕГАТ»

Характеристики	Величина
Конечная масса, кг	920
Габаритные размеры, мм: <ul style="list-style-type: none">• высота• диаметр (описанный)	1550 3350
Максимальный статический момент на верхний стык, тс·м	15,7
Компоненты топлива: <ul style="list-style-type: none">• окислитель• горючее	АТ НДМГ
Рабочий запас топлива, максимальный, кг	5250
Тяга маршевой двигательной установки, кгс: <ul style="list-style-type: none">• в режиме большой тяги• в режиме малой тяги	~2000 ~1400
Удельный импульс, с	332

Ежеквартальный научно-технический журнал *издается с 2009 года*

Главный редактор – д.т.н., профессор **Пичхадзе К.М.**

Заместитель главного редактора – д.т.н., профессор **Ефанов В.В.**

Члены редакционной коллегии

- Галич Н.В.*
Костеренко Ю.В.
Коростина Т.М.
к.т.н. *Мошисев А.А.*
д.т.н. *Назаров А.Е.*
к.э.н. *Романов В.М.*
Савченко А.В.
Солодовников С.Н.
Трофимова Н.В.
Шевалев И.Л.

Редакционный совет

- д.т.н., профессор
Полищук Г.М. – председатель
чл.-корр.РАН *Аким Э.Л.*
чл.-корр.РАН *Алифанов О.М.*
д.ф.м.н. *Асмус В.В.*
академик РАН *Боярчук А.А.*
д.т.н. *Глазов Б.И.*
академик РАН *Зеленый Л.М.*
д.т.н. *Любомудров А.А.*
академик РАН *Маров М.Я.*
д.т.н. *Матвеев Ю.А.*
д.т.н. *Мелешко В.Ю.*
академик РАН *Попов Г.А.*
д.т.н. *Усачев В.Е.*
д.т.н. *Финченко В.С.*
д.т.н. *Хохлачев Е.Н.*
чл.-корр.РАН *Шустов Б.М.*

Учредитель

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

Содержание

Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. Космические модули комплекса «Фобос-Грунт» для перспективных межпланетных станций.....	3
Мартынов М.Б., Александрин С.Н., Хамидуллина Н.М., Орлов О.И., Новикова Н.Д., Дешевая Е.А., Трофимов В.И. Принципы планетарной защиты экспедиции «ФОБОС-ГРУНТ»	8
Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В., Пичхадзе К.М., Полищук Г.М. Модернизация разгонного блока «Фрегат».....	13
Любомудров А. А. Работоспособность космической системы в условиях длительного полёта с учётом накопления ущерба	19
Назаров А.Е. Использование комбинированного метода расчета программы коррекций приведения геостационарного КА для минимизации эксцентриситета орбиты	23
Архангельский Р.Н., Зайко Ю.К. Организация испытаний интегрированного бортового комплекса управления космического аппарата.....	34
Машков В.И. К вопросу юстировки остронаправленной антенны по Солнцу в системе координат поворотного устройства с горизонтальными осями X-Y.....	41
Поль В. Г. Оценка параметров динамики движения КА вблизи малого небесного тела.....	49

Журнал является рецензируемым изданием

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
Рукописи не возвращаются.
При перепечатке материалов ссылка на «Вестник ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина» обязательна.
Плата с аспирантов за публикацию статей не взимается.
Аннотации статей журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала.

Адрес редакции: 141400 Московская обл., г.Химки, ул.Ленинградская, д.24

Телефоны: (495) 573 23 61, (495) 575 55 69

Факс: (495) 573 95 35, (495) 575 55 63

Адрес электронной почты: Vestnik@Laspac.ru

Адрес в интернете: <http://vestnik.laspac.ru>



Chief Editor – **Pichkhadze K.M.** Doctor of Engineering., Professor

Deputy Chief Editor – **Efanov V.V.** Doctor of Engineering., Professor

Editorial Board

Galich N.V.

Kosterenko Y.V.

Korostina T.M.

Moishev A.A., Candidate of Science (Engineering)

Nazarov A.E., Doctor of Engineering

Romanov V.M., Candidate of Science (Economics)

Savchenko A.V.

Solodovnikov S.N.

Trofimova N.V.

Shevaley I.L.

Editorial Council

Polishchuk G.M., Doctor of Engineering, Professor – Chairman

Akim E.L., Corresponding Member RAN

Alifanov O.M., Corresponding Member RAN

Asmus V.V., Doctor of Physical and Mathematical Sciences

Boyarchuk A.A., Academician RAN

Glazov B.I., Doctor of Engineering

Zelenyi L.M., Academician RAN

Lyubomudrov A.A., Doctor of Engineering

Marov M.Y., Academician RAN

Matveev Y.A., Doctor of Engineering

Meleshko V.Y. Doctor of Engineering

Popov G.A., Academician RAN

Usachev V.E., Doctor of Engineering

Finchenko V.S., Doctor of Engineering

Khokhlachev E.N., Doctor of Engineering

Shustov B.M., Corresponding Member RAN

Founder

FSUE "Lavochkin Association"

The journal is registered in Federal Service for telecommunications and mass media oversight.

Certificate III № ФС77-35385 dated February 18, 2009

Table of contents

	3
Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B. Space modules of «Phobos-Grunt» space complex for next-generation interplanetary stations.	8
Martynov M.B., Alexashkin C.N., N.M. Khamidullina C.N., Orlov O.I., Novikova N.D., Deshevaya E.A., Trofimov V.I. Planetary protection principles used for "PHOBOS-GRUNT" mission.....	13
Asushkin V.A., Vikulenkov V.P., Ishin S.V., Pichkhadze K.M., Polishchuk G.M. "Fregat" upper stage upgrade.	19
Liubomudrov A. A. Space system operability under long-duration flight conditions subject to damage accumulation.	23
Nazarov A.E. Use of combined method for calculation of GEO SC corrections program to minimize the orbit's eccentricity.	34
Arkhangelskiy R.N., Zaiko Y.K. Test management of SC integrated onboard control complex.	41
Mashkov V.I. About the question of HGA co-alignment the San in coordinate system of rotating mount with horizontal X-Y axes.	49
Pol V. G. Estimation of parameters of SC motion dynamics near small celestial body.	

The journal is a reviewed publication

The opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint Manuscripts are not returned.

No part of this publication may be reprinted without reference to Herald of FSUE "Lavochkin Association".

Post-graduates have not to pay for the publication of articles.

Annotations of magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspace.ru>

Editorial office address: 141400 Moscow region, Khimki, Leningradskaya str., 24

Phone: (495) 573 23 61, (495) 575 55 69

Fax: (495) 573 95 35, (495) 575 55 63

E-mail: Vestnik@laspace.ru

Internet: <http://vestnik.laspace.ru>



Полищук

Георгий Максимович
Генеральный конструктор и
генеральный директор,
профессор, доктор
технических наук



Пичхадзе

Константин Михайлович
первый заместитель
генерального конструктора и
генерального директора -
руководитель ОКБ,
профессор, доктор
технических наук



Ефанов

Владимир Владимирович
заместитель руководителя
ОКБ по науке, доктор
технических наук, профессор



Мартынов

Максим Борисович
первый заместитель
руководителя ОКБ

УДК 629.7

Космические модули комплекса «Фобос-Грунт» для перспективных межпланетных станций

Г.М.Полищук, К.М.Пичхадзе, В.В.Ефанов, М.Б.Мартынов

В статье представлено, что в рамках проекта «Фобос-Грунт» созданы унифицированные модули, такие как двигательная установка выведения, перелётная космическая платформа, возвращаемый аппарат. Предлагается на базе этих модулей создавать перспективные межпланетные станции для фундаментальных космических исследований. Приведено описание предполагаемых научных космических проектов на среднесрочную перспективу.

Ключевые слова: автоматический космический аппарат, фундаментальные космические исследования, Федеральная космическая программа, Фобос-Грунт, Луна-Глоб, Луна-Ресурс, Венера-Д, Марс-НЭТ, Меркурий-П, Лаплас-Европа.

Space modules of «Phobos-Grunt» space complex for next-generation interplanetary stations. G.M. Polishchuk, K.M. Pichkhadze, V.V. Efanov, M.B. Martynov

The article shows, that in frame of “Phobos-Grunt” project unified modules were developed, such as: insertion propulsion system, cruise space platform, return vehicle. Based on the modules it is proposed to build next-generation interplanetary stations for fundamental space research. For medium-term period a description of assumed scientific space missions is given.

Key words: automated spacecraft, fundamental space research, Federal Space Program, Phobos-Grunt, Luna-Glob, Luna-Resource, Venera-D, Mars-NET, Mercury-P, Laplace - Europa.

Известно, что научную основу космической деятельности создают фундаментальные космические исследования, которые направлены на решение приоритетных проблем происхождения, эволюции и дальнейшего развития Вселенной, Солнечной системы, Земли, условий жизни на Земле и поисков жизни вне Земли. Уровень космических исследований во многом определяется научно-техническим потенциалом страны, настроением нации на лидер-

ство, использованием достижений космонавтики в социально-экономическом развитии, следовательно, указывает на положение страны в мировом рейтинге государств.

Космические данные и результаты их обработки обеспечивают глубокий прорыв в новейших технологиях, направленных на решение актуальных научных, социально-экономических задач России. Эти исследования стимулируют разработку

новейших технологий, элементной и приборной базы мирового уровня. В настоящее время принципиально новые знания могут быть получены только с использованием уникальной аппаратуры высочайшего уровня и сложных космических систем.

Одним из немногих таких высоко амбициозных космических проектов является «Фобос-Грунт», который по своим задачам и исполнению превосходит мировой уровень. Он создается НПО им. С.А. Лавочкина в приоритетном порядке в соответствии с Федеральной космической программой 2006-2015 гг. (ФКП-2015).

В двух последних номерах (август и сентябрь) журнала «Российский космос» рассказывали о научных задачах и приборах межпланетного космического комплекса «Фобос-Грунт». Этот проект выполняется в двух приоритетных целях:

- проведение фундаментальных космических исследований Марса и его спутника Фобоса с доставкой на Землю грунта Фобоса;
- разработка основных служебных систем и агрегатов перспективной космической платформы для будущих планетных исследований.

Проведенный анализ возможностей создания универсальной космической платформы для различных межпланетных станций показал, что такая платформа не будет оптимальной в силу разнообразия решаемых научных задач, нередко и противоречащих друг другу и не будет обладать достаточной массогабаритной эффективностью. Наиболее рациональным в этом случае является подход, основанный на модульном принципе, т.е. создание серии эффективных, надежных, хорошо отработанных служебных модулей. В результате проектно-конструкторских исследований сформированы основные критерии выбора служебных платформ и модулей:

- обеспечение энергопотребления научной аппаратуры;
- массово-габаритные характеристики научной аппаратуры;
- запас топлива;
- точностные характеристики и др.

По нашему мнению, все межпланетные экспедиции, осуществляемые автоматами в настоящее время и в обозримом будущем можно классифицировать так:

- экспедиции с проведением дистанционных исследований;
- экспедиции с проведением контактных исследований;

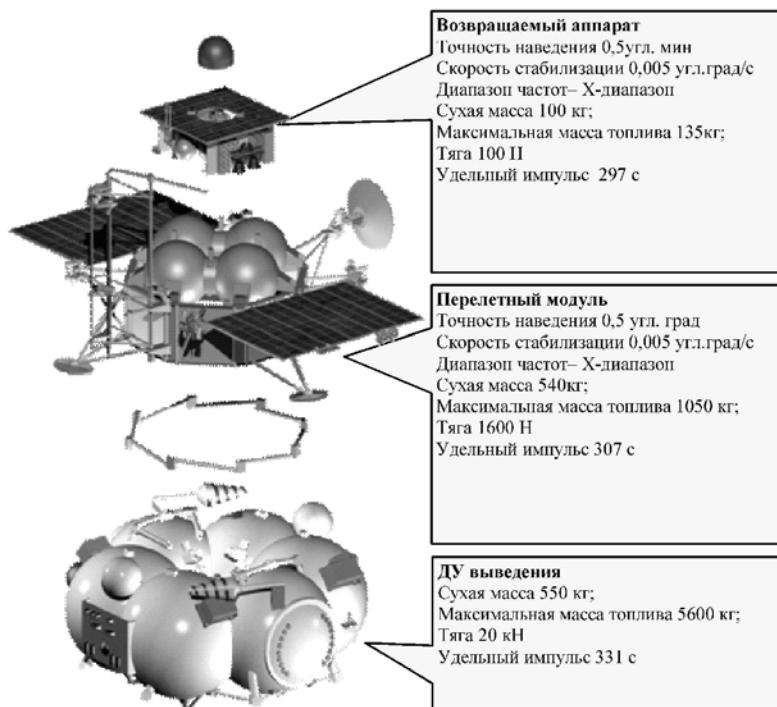


Космический комплекс "Фобос-Грунт" на вибро-динамических испытаниях

- экспедиции с доставкой на Землю образцов вещества;
- комплексные экспедиции.

Проведенный системный анализ возможных способов реализации указанных космических экспедиций позволяет сформировать следующий наиболее рациональный состав унифицированных служебных модулей:

- перелетный модуль (ПМ), который является основным структурным элементом космического аппарата, обеспечивающим его перелет и управление на всех этапах функционирования;
- маршевая двигательная установка (ДУ) выведения, предназначенная для выведения КА после окончания работы ракеты космического назначения на отлетную от Земли траекторию;
- двигательная установка ПМ, предназначенная для создания импульсов скорости перелета, торможения, посадки, движения вокруг центра масс и др.;
- возвращаемый аппарат, предназначенный для старта с планеты или малого тела Солнечной



Основные служебные модули космического комплекса "Фобос-Грунт"

системы и перелета к Земле с обеспечением посадки спускаемого аппарата с образцами вещества;

- спускаемый аппарат, предназначенный для торможения в атмосфере Земли и посадки контейнера с образцами вещества.

Следует отметить, что модульный принцип построения автоматических КА применялся и ранее, в частности, на НПО им. С.А. Лавочкина при создании научных космических комплексов серии «Луна», «Марс», «Венера», «Вега» и др. Например, в лунном проекте был создан корректирующее-тормозной модуль (блок КТ), на который устанавливался Луноход или взлетная ракета со спускаемым аппаратом.

В рамках проекта космического комплекса «Фобос-Грунт» созданы указанные выше космические служебные модули, основанные на инновационных, но уже отработанных на Земле проектно-конструкторских решениях.

В настоящее время в НПО им. С.А. Лавочкина широко развернуты проектно- конструкторские и проектно-поисковые работы по созданию перспективных автоматических КА для исследования планет и малых тел Солнечной системы. Создание таких аппаратов предусмотрено Федеральной

космической программой 2010-2020 гг. (ФКП-2020), которая сейчас находится на стадии согласования и утверждения в Правительстве России. Эти работы ведутся в тесном сотрудничестве с ведущими институтами РАН.

Основой конструкции перспективных аппаратов являются созданные космические модули (указаны выше). Коротко приведем описание новых проектов.

«Луна-Глоб» - космический комплекс, обеспечивающий:

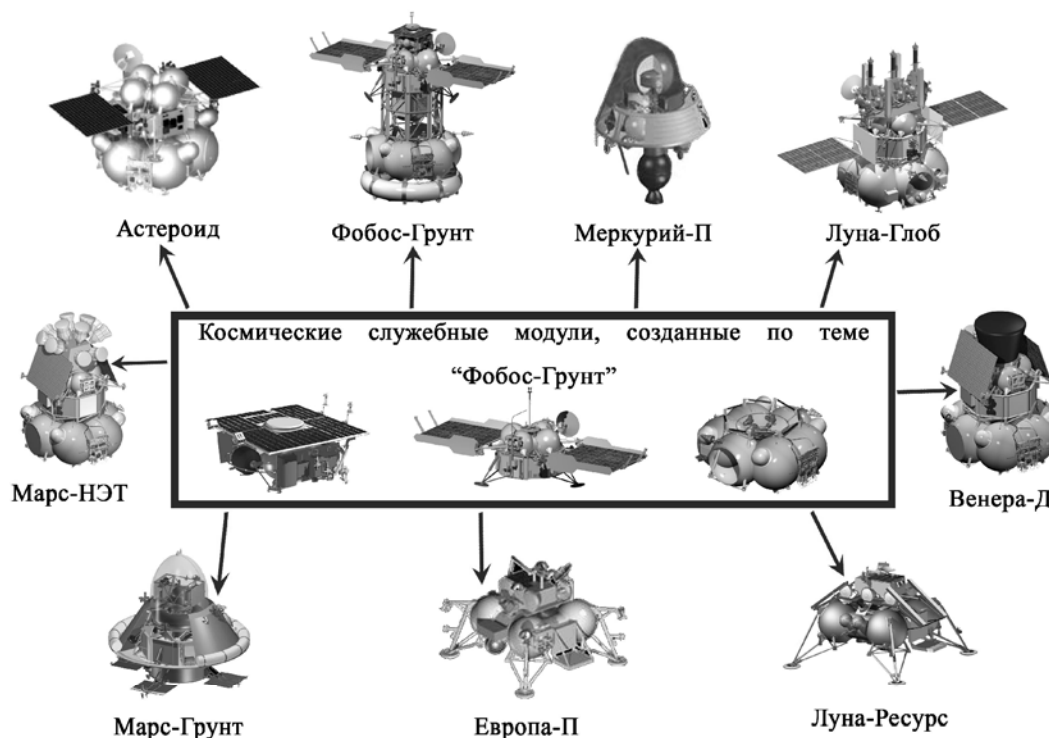
- получение результатов мирового уровня о внутреннем строении Луны и кратера на южном ее полюсе;
- исследование воздействий на Луну приходящих корпускулярных потоков и электромагнитного излучения.

Запуск – 2013 г.

«Луна-Ресурс» - космический комплекс, обеспечивающий:

- разведку природных ресурсов Луны;
- доставку мобильной исследовательской станции – Лунохода.

Запуск – 2013 г.



Адаптация служебных модулей к перспективным космическим комплексам для фундаментальных планетных исследований

«Венера-Д» - космический комплекс, обеспечивающий:

- проведение измерений химического состава атмосферы Венеры;
- съемку поверхности на этапе спуска;
- определение минерального состава вещества поверхностного слоя;
- точные измерения температуры и давления, потоков излучения, характеристик аэрозольной среды;
- получение данных о сейсмической активности планеты.

Космический комплекс включает орбитальный аппарат, спускаемый аппарат, атмосферные зонды с длительным сроком активного существования.

Запуск – 2016 г.

«Марс-НЭТ» - космический комплекс, обеспечивающий:

- непрерывный и глобальный мониторинг климата и сейсмообстановки на Марсе;
- навигационное обеспечение экспедиций на Марс.

Комплекс включает перелетный модуль, орбитальный аппарат, спускаемые аппараты.

Запуск – 2016 г.

«Апофис» - космический комплекс, обеспечивающий:

- уточнение траектории угрожающего Земле астероида Апофис путем установления на нем радиомаяка и других маркеров для осуществления высокоточного сопровождения астероида;
- исследование структурных и физических свойств астероида с целью изучения возможных вариантов воздействия на него.

Запуск – 2020 г.

«Экспедиция-М» - космический комплекс, обеспечивающий:

- доставку образцов вещества с Марса на Землю;
- уточнение инженерно-технических моделей атмосферы и поверхности Марса;
- детальный геохимический анализ вещества грунта на Марсе;
- исследование процессов взаимодействия атмосферы, солнечного излучения и поверхности Марса.

Запуск – 2020 г.

«Лаплас-Европа П» - космический комплекс, обеспечивающий:

- исследование Юпитера и его спутника Европы дистанционно со спутника Европа и контактными методами с помощью посадочного зонда;
- взятие проб вещества поверхности для исследования состава и выявления признаков экзобиологической активности.

Запуск 2020 – г.

«Меркурий-П» - космический комплекс, обеспечивающий:

- исследование морфологии, околопланетной плазмы, геологии, кратерирования, структуры и поверхности Меркурия;
- проведение картографии, химического анализа грунта, сейсмоки, гравиметрии.

Запуск – 2024 г.

Предварительный проектно-конструкторский и технологический анализ создания автоматических космических комплексов для реализации перспективной научной программы показывает целесообразность их создания на базе уже имеющихся служебных модулей темы «Фобос-Грунт», что обеспечит выполнение программы в достаточно

полной мере с заданной надежностью и эффективностью в условиях реального финансирования.

Реализация указанной научной программы (даже частично) обеспечит России лидирующее положение в области фундаментальных планетных исследований, а использование разработанных в рамках проекта "Фобос-Грунт" новых технологий в народном хозяйстве будет способствовать инновационному социально-экономическому развитию страны.

Библиографический список

1. Полищук Г.М. Перспективные российские космические работы для научных исследований. Сб. Пятьдесят лет космических исследований. М., Физматлит, 2009, С. 221-238

2. Зелёный Л.М., Захаров А.В., Полищук Г.М., Аким Э.Л. Экспедиция к Фобосу. М., Физматлит, 2009. С. 239-250

3. Перминов А.Н. Космическая деятельность Российской Федерации и перспективы её развития. – Полет, 2005, №7. С. 3-12.

4. Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. и др. Космические аппараты для фундаментальных научных исследований. – Полет, 2006, №8. С. 13-20.

УДК 629.783.047:614.48:523.43

Принципы планетарной защиты экспедиции

«ФОБОС-ГРУНТ»

М.Б.Мартынов

первый зам. руководителя ОКБ¹⁾

С.Н. Алексашкин

зам. директора Центра¹⁾

Н.М. Хамидуллина

начальник отдела Центра, кандидат физ.-мат. наук
(соискатель ученой степени доктора технических наук)¹⁾

О.И. Орлов

первый зам. директора, доктор медицинских наук²⁾

Н.Д. Новикова

заведующая лабораторией, доктор биологических наук²⁾

Е.А. Дешева

ведущий научный сотрудник, кандидат биологических наук²⁾

В.И. Трофимов

зам. директора, доктор химических наук, профессор³⁾

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

²⁾ ГНЦ РФ – Институт медико-биологических проблем РАН, Москва

³⁾ Научно-технологический центр «Лекбиотех», Москва

В статье проводится анализ экспедиции «Фобос-Грунт», классификация ее этапов с точки зрения планетарной защиты и содержатся основные принципы организации работ и определение мероприятий по обеспечению требований планетарной защиты, разработанных Комитетом по космическим исследованиям (КОСПАР).

Ключевые слова: планетарная защита (карантин), категории межпланетных экспедиций, стерилизация, деконтаминация (очистка).

Planetary protection principles used for “PHOBOS-GRUNT” mission. M.B.Martynov, C.N. Alexashkin, N.M. Khamidullina, O.I.Orlov, N.D. Novikova, E.A. Deshevaya, V.I. Trofimov

The article presents analysis of “Phobos-Grunt” mission, classification of its phases in terms of planetary protection, and shows main principles of activities management and definition of actions for planetary protection requirements fulfillment, developed by Committee for Space Research (COSPAR).

Key words: planetary protection (quarantine), interplanetary missions categories, sterilization, decontamination (cleaning).

В соответствии со статьей IX Договора по дальнему космосу (Лондон/Вашингтон, 27.01.1967 г.) при осуществлении внеземных экспедиций необходимо предохранять планеты и Землю от биологического загрязнения. В связи с этим Комитет по космическим исследованиям (КОСПАР) выработал политику планетарной защиты для всех участников межпланетных проектов, в рамках которой определена классификация экспедиций, содержатся требо-

вания по планетарной защите и определенные рекомендации для их выполнения [3, с.1].

Основной целью всех мероприятий является защита планет от земного микробиологического загрязнения, а также защита земных условий от возможного биологического загрязнения, исходящего от внеземных образцов и/или от возвращаемых зондов (систем, подсистем КА и т.п.).

Таким образом, одной из важнейших задач при

осуществлении межпланетной экспедиции «Фобос-Грунт» является разработка и осуществление программы планетарной защиты в соответствии с классификацией этапов миссии [1, с.5]. В статье проводится анализ экспедиции и определяются мероприятия по обеспечению планетарной защиты, реализация которых должна обеспечить выполнение требований КОСПАР.

1. Общие сведения об экспедиции «Фобос-Грунт»

Основными целями экспедиции «Фобос-Грунт» являются:

- посадка орбитального космического аппарата (перелетный модуль) на поверхность Фобоса, взятие образцов грунта Фобоса и доставка их на Землю в герметичном неразрушаемом контейнере, установленном на спускаемом аппарате (СА),
- проведение различных научных экспериментов, включая эксперименты «Био-Фобос» (РАН, МГУ им. М.В.Ломоносова) и «LIFE» (Планетарное общество, США) по исследованию влияния дальнего космоса на земные микроорганизмы,
- осуществление доставки к Марсу китайского орбитального аппарата УН-1.

Кроме того, первоначально в составе экспедиции «Фобос-Грунт» предполагалась посадка на поверхность Марса спускаемого аппарата - метеорологической мини-станции (СА ММС), передающей данные о марсианской атмосфере на Землю. Однако, в соответствии с Решением № Р-34/112 от 23.04.2009 г. «О прекращении проработки варианта размещения малой метеорологической станции на КА «Фобос-Грунт» работы, связанные с СА ММС, были остановлены. Тем не менее, в связи с переносом даты старта КА на 2011 г., вопрос о включении ММС в проект может вновь стать актуальным. В рамках проблемы планетарного карантина для этапа посадки на Марс ММС был проделан большой объем работы [2. с.65], но это тема отдельной статьи.

Согласно Решению, подписанному в 2002 г. НПО им. С.А.Лавочкина с ГНЦ РФ – Институтом медико-

биологических проблем РАН (ИМБП РАН), научно-методическое обеспечение программы планетарной защиты экспедиции осуществляет ИМБП РАН, а меры по ее реализации, вплоть до доставки грунта в специальную лабораторию - ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина».

В таблице представлен основной сценарий экспедиции «Фобос-Грунт».

Перелетный модуль (ПМ) представляет собой открытую платформу, на которой под негерметичной теплозащитной оболочкой установлены служебные бортовые системы, научные приборы, а также возвращаемая ракета со спускаемым на Землю аппаратом. Под ПМ в направлении оси – $X_{КА}$ расположен китайский КА УН-1. Полет к Марсу осуществляется с помощью маршевой двигательной установки (МДУ), установленной под КА УН-1.

КА «Фобос-Грунт» в сборке изображен на нижеприведенном рисунке.

Согласно классификации КОСПАР [3, с.4], полет орбитального аппарата ПМ экспедиции «Фобос-Грунт» относится к категории III, а этап экспедиции по доставке грунта Фобоса на Землю относится к категории V (любые экспедиции возвращения). Рассмотрим и проанализируем более подробно стадии полета КА.

2. Перелетный модуль (ПМ), категория III

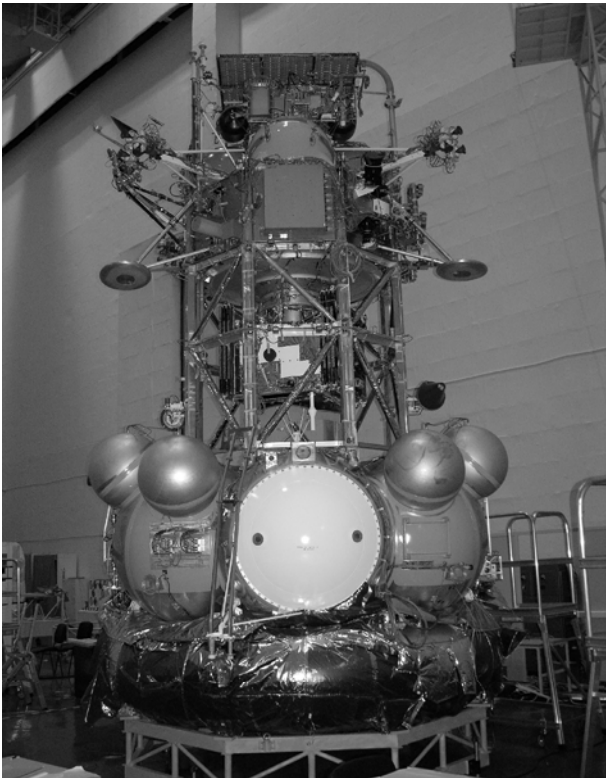
С целью защиты марсианской среды от земных микроорганизмов для орбитальных аппаратов категории III лимитируется вероятность разрушения, а именно, она должна быть:

- $\leq 0,01$ для первых 20 лет существования аппарата;
- $\leq 0,05$ для последующих 30 лет.

Если КА не может удовлетворять заданным выше требованиям, то микробиологическое загрязнение свободных поверхностей орбитального аппарата на момент окончания сборки должно составлять не более 500 бактериальных спор на квадратный метр, а его полная бионагрузка (поверхностная, внесенная внутрь и т.д.) не должна

Таблица. Этапы экспедиции «Фобос-Грунт»

Номер этапа	Длительность этапа, сут.	Примечания
1	326	Перелет Земля - Марс
2	339	Полет орбитального КА вокруг Марса, посадка на Фобос и взятие проб грунта.
3	330	Перелет Земля – Марс, посадка спускаемого аппарата с капсулой с грунтом на Землю.
4	365	Функционирование ПМ на поверхности Фобоса, этап длится одновременно с этапом 3.



КА «Фобос-Грунт» в сборочном цехе

превышать $5 \cdot 10^5$ бактериальных спор. Такой уровень микробиологической чистоты достигается стерилизацией одних элементов аппарата и деконтаминацией (очисткой) тех элементов, для которых невозможно подобрать режим стерилизации без ухудшения их качества, с последующей сборкой в чистовом помещении класса не ниже 100 000 (по федеральному стандарту США - FS 209B) или класса 8 в соответствии с ГОСТ ИСО 14644-1-2002.

В применении к КА «Фобос-Грунт» принят первый подход, а именно, лимитируется вероятность разрушения КА и падения его (или его составных частей) в атмосферу Марса.

Для подтверждения требований КОСПАР специалисты Планетарного общества (США) на основании исходных данных, представленных ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина», провели анализ экспедиции «Фобос-Грунт» и оценили возможность попадания КА (а вернее, капсулы с микроорганизмами «LIFE», установленной на СА) в атмосферу Марса. Анализу подвергались следующие этапы миссии и факторы риска:

1) перелет Земля – Марс: риск сближения КА с Марсом из-за навигационных ошибок в процессе коррекции при полете,

- 2) выведение на орбиту Марса: риск срыва с орбиты ИСМ в марсианскую атмосферу или взрыва КА на орбите ИСМ с падением обломков на поверхность планеты,
- 3) переход на орбиту Фобоса: риск задержки КА на переходной орбите, являющейся высокоэллиптической и потенциально нестабильной,
- 4) функционирование на орбите Фобоса: риски не выявлены,
- 5) возвращение на Землю: риск создания тяги в неправильном направлении, когда КА получает достаточный импульс для входа в атмосферу Марса.

В результате количественной оценки всех выявленных рисков были получены следующие результаты для вероятности существования КА и непопадания его в марсианскую среду:

- для первых 20 лет - $99,92\% > 99\%$,
- для последующих 30 лет - $99,85\% > 95\%$.

Основываясь на этих результатах, полученных специалистами Планетарного общества, можно утверждать, что для перелетного модуля КА «Фобос-Грунт» требования, предъявляемые КОСПАР, выполняются.

Тем не менее, результаты анализа рисков показывают, что наиболее критичным является этап фазирования орбиты: после выхода на орбиту ИСМ и перед формированием круговой орбиты вокруг Фобоса. Более того, в связи с переносом даты старта и возможной коррекцией сценария (баллистических параметров) полета, необходимо провести более тщательно расчет вероятности попадания КА на Марс и разработать стратегию наведения, минимизирующую риски такого попадания.

3. Спускаемый аппарат (СА), категория V

Согласно классификации КОСПАР, этап экспедиции по доставке грунта Фобоса на Землю в контейнере, расположенном на СА, подпадает под категорию V, к которой относятся любые экспедиции возврата на Землю.

В свою очередь, категория V делится на 2

подкатегории [3, с.5], отражающие степень

опасности для Земли возвращаемых с других планет

космических аппаратов (или их составных частей), а

именно:

1. Для аппаратов, возвращающихся с тел солнечной системы, для которых доказано отсутствие местных форм жизни, определена подкатегория «Неограниченное возвращение на Землю» (дословно “unrestricted Earth return”), т.е., фактически, это безопасные для Земли экспедиции возвращения. К таким

экспедициям относится возврат грунта или КА с Луны, малых космических тел и др. (TBD – в переводе «будет в дальнейшем определено»). К космическим аппаратам экспедиций этой подкатегории предъявляются требования по планетарной защите только в соответствии с категорией этапа отлета.

2. Миссии возврата с Марса, Европы и др. (TBD) относятся к подкатегории «Ограниченное возвращение на Землю» (дословно “*restricted Earth return*”),

т.е. являются представляющими потенциальную опасность для Земли экспедициями возвращения.

К таким экспедициям предъявляется самый высокий уровень требований, выраженный в:

- абсолютном запрете разрушения (разгерметизации) при столкновении во время возвращения,
- необходимости на стадии возвращения изоляции оборудования или нестерилизованных конструкций и материалов, которые контактировали с исследуемым небесным телом (так называемый «разрыв цепи контактов»),
- необходимости изоляции любых собранных и возвращаемых на Землю образцов. По окончании миссии необходимо провести своевременные анализы любых собранных и возвращенных на Землю нестерилизованных образцов в условиях жесткой изоляции с использованием самых чувствительных методов. Если обнаружится любой признак внеземной жизни, возвращенный образец должен храниться изолированно до тех пор, пока не подвергнется эффективной процедуре стерилизации.

Для экспедиций возвращения со спутников некоторых планет (к ним относятся, в основном, спутники Марса и Юпитера), согласно [3, с.8], точное определение подкатегории миссии должно приниматься междисциплинарными научными советами РАН после рассмотрения шести принципиальных вопросов для каждого небесного тела, образцы которого собираются исследовать и возвращать. Вопросы сформулированы в [3, с.8] следующим образом:

Свидетельствует ли подавляющее большинство научных данных о том, что:

1. на поверхности или внутри небесного тела никогда не было жидкой воды?
2. никогда не существовали энергетические источники, используемые для обмена веществ каких-либо организмов?
3. на поверхности или внутри космического тела никогда не было органических веществ (CO₂, углекислот или т.п.) для поддержания жизни?

4. перед тем, как исчезла жидкая вода, тело подвергалось нагреву высокими температурами (> 160°C)?
5. уровень радиации там достаточен для биологической стерилизации земных форм жизни?
6. имел место естественный поток к Земле (в частности, посредством метеоритов) вещества, эквивалентного образцам, доставляемым на Землю с исследуемого небесного тела?

Утвердительный ответ на все эти вопросы Российской академией наук позволит окончательно классифицировать экспедицию «Фобос-Грунт» как безопасную для Земли экспедицию возвращения категории V. Вопрос передан на рассмотрение Совету по космосу РАН, однако до настоящего времени не решен.

Учитывая тот факт, что целью экспедиции является доставка грунта с Фобоса, небесного тела, лишённого атмосферы и воды, статус окончательного этапа экспедиции был предварительно определен нами как безопасная для Земли экспедиция возвращения (“*unrestricted Earth return*”) категории V.

Однако, учитывая некоторую неопределенность в определении статуса (подкатегории) этапа доставки фобосианского грунта и, тем самым, свою ответственность за безопасность Земли были предусмотрены следующие меры по выполнению требований планетарной защиты Земли:

- 1) Обеспечение герметичности контейнера с грунтом Фобоса на всех этапах экспедиции, вплоть до посадки на Землю.
- 2) Проведение специфических мер по карантину Земли после доставки грунта Фобоса в специальную лабораторию для исследования свойств грунта.
- 3) Что касается разрушения «цепи контакта» с Землей оборудования, побывавшего на Фобосе, то предусмотрен ряд мер, а именно:
 - перелетный модуль с грунтозаборным устройством остается на Фобосе,
 - возвращаемая ракета, доставляющая спускаемый аппарат с грунтом на Землю, сгорает в атмосфере Земли, т.е. ее обломки подвергаются естественной стерилизации,
 - внешние поверхности спускаемого аппарата, содержащего капсулу с грунтом, в свободном падении в атмосфере Земли нагреваются до температуры примерно 1500° С, что обеспечивает также их естественную стерилизацию.

В заключение следует еще раз подчеркнуть, что разные этапы экспедиции «Фобос-Грунт», согласно существующей классификации КОСПАР, подпадают

под различные категории. Это приводит к разному уровню требований по микробиологической чистоте к составным частям КА (ПМ, СА и, возможно, СА ММС) и, соответственно, требует особого подхода и проведения специфических мероприятий по выполнению программы планетарного карантина, а именно, осуществлению защиты Марса от земных микроорганизмов и защиты Земли от возможного внеземного загрязнения.

Библиографический список

1. S.N. Aleksashkin, M.B. Martynov, N.M. Khamidullina et al. Main Aspects of the Program of “Phobos-Grunt” Mission Planetary Protection // 17th IAA Humans in Space Symposium, Moscow, Russia, June 7 – 11, 2009, Book of Abstracts. - P. 5.

2. N.M.Khamidullina, D.V.Paramonov, V.I.Trofimov et al. Sterilization of Construction Elements of Mini-Meteorological Martian Lander in «Phobos-Grunt» Mission by Electronic Irradiation // 17th IAA Humans in Space Symposium, Moscow, Russia, June 7 – 11, 2009, Book of Abstracts. - P. 65-66.
3. COSPAR New Planetary Protection Policy, Recommendations and Implementation Guidelines Document, approved by the Bureau and Council on October 20., 2002. – 9 p.

МОДЕРНИЗАЦИЯ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ»

В.А.Асюшкин

заместитель генерального конструктора, кандидат технических наук,

В.П.Викуленков

главный специалист Центра, кандидат технических наук,

С.В.Ишин

заместитель директора и главного конструктора Центра,

К.М.Пичхадзе

первый заместитель генерального конструктора и генерального директора - руководитель ОКБ,
профессор, доктор технических наук,

Г.М.Полищук

генеральный конструктор и генеральный директор,
профессор, доктор технических наук

В статье описано устройство и приведены этапы модернизации разгонного блока «Фрегат», созданного НПО им. С.А.Лавочкина, и предназначенного для выведения космических аппаратов на орбиты искусственных спутников Земли и межпланетные траектории. Дан краткий обзор проведенных мероприятий по улучшению тактико-технических характеристик разгонного блока «Фрегат».

Ключевые слова: разгонный блок, ракета-носитель, маршевая двигательная установка.

“Fregat” upper stage upgrade. V.A.Asushkin, V.P.Vikulenkov, S.V.Ishin, K.M.Pichkhadze, G.M.Polishchuk.

The article describes the structure and phases of upgrade of “Fregat” upper stage developed by Lavochkin Association and intended for SC insertion into various Earth satellites orbits and interplanetary trajectories. The article presents brief review of taken actions on performance buildup of “Fregat” upper stage.

Key words: upper stage, launch-vehicle, sustainer propulsion system.

Разгонный блок (РБ) представляет собой летательный аппарат, приводимый в движение реактивной силой, возникающей при выбрасывании газов из реактивного двигателя. Разгонный блок входит в состав ракеты космического назначения и обеспечивает перевод, за счет сообщения импульсов скорости, полезной нагрузки с орбиты, формируемой ракетой-носителем, на заданную орбиту.

Эффективность ракеты-носителя в большой степени определяется эффективностью разгонного блока: точность выведения КА определяется точностью выведения разгонного блока; весовая эффективность разгонного блока существенно выше, чем у ракеты-носителя. Например, при увеличении массы полезного груза, выводимого ракетой-носителем с

космодрома «Байконур» на 5 кг, масса выводимого на геостационарную орбиту КА увеличится на 1кг, а при увеличении массы, выводимой разгонным блоком на 5кг масса КА на ГСО увеличится на столько же. Кроме того, стоимость создания, отработки новых разгонных блоков существенно ниже стоимости создания и отработки новых ракет-носителей.

Именно поэтому в начале 90-х годов в НПО им. С.А.Лавочкина по тактико-техническому заданию Военно-космических сил МО РФ и Федерального космического агентства были развернуты работы по созданию разгонного блока, который позже получил наименование «Фрегат». Первый запуск РБ «Фрегат» состоялся 9 февраля 2000г.

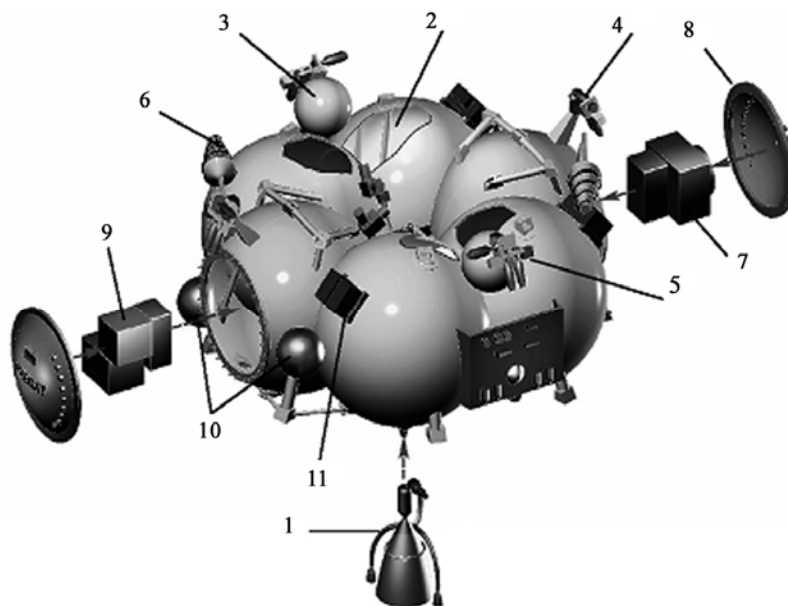


Рис.1. Разгонный блок «Фрегат»

1 – Маршевый двигатель; 2 – Топливные баки; 3 – Баки ДУ СОЗ; 4 – Двигатели ДУ СОЗ; 5 – Бак окислителя; 6 – Антенна телеметрической системы; 7 – Система управления; 8 – Радиатор приборного контейнера; 9 – Телеметрическая система; 10 – Шаробаллоны со сжатым гелием; 11 – Химические батареи

Разгонный блок должен был обеспечить ракетам-носителям типа «Союз» новые, недоступные ранее качества: выведение на орбиты с многократным включением маршевого двигателя разгонного блока, более высокие массы выводимых полезных грузов (по сравнению с блоком «Л», использовавшимся в составе ракет-носителей «Молния»), высокие точности выведения.

Разгонный блок «Фрегат» обладает маршевым двигателем многократного (до 10 раз) включения, имеет в составе цифровую систему управления, обеспечивающую точность выведения на порядок выше, чем блок «Л», обладает более высокой, по сравнению с блоком «Л», несущей способностью (15.7т×м вместо 3.5т×м у блока «Л»).

Конструктивную основу РБ «Фрегат» (рис.1) составляет блок баков маршевой двигательной установки, состоящий из шести сваренных между собой сферических обечаек одинакового диаметра. Четыре сферы используются в качестве топливных баков, два бака горючего и два бака окислителя, две сферы – в качестве герметичных приборных контейнеров. Все обечайки изготавливаются из алюминиевого сплава. Через топливные баки проходит по одной, а через приборные контейнеры по двесиловые штанги, которые играют роль переходной фермы от РН к космическому аппарату. Баки окислителя и горючего разделены между собой

триметаллическими перегородками. Снаружи на блоке баков установлены:

- маршевый двигатель;
- элементы ДУ СОЗ, включая топливные баки, и двигатели малой тяги;
- шаробаллоны со сжатым гелием для наддува топливных баков МДУ и ДУ СОЗ;
- две раскрывающиеся антенны телеметрической системы;
- приемная и передающая антенны системы радиоконтроля орбиты;
- химические батареи;
- телеметрическая система;
- крышка маршевого двигателя;
- заправочная панель;
- пневмоблок двигательной установки.

В одном из гермоконтейнеров расположена система управления, в другом – система радиоконтроля орбиты. Контейнеры заправлены азотом при давлении 1.6 атм и оборудованы активными системами терморегулирования. Снаружи поверхность РБ, за исключением крышек приборных контейнеров, закрыта экранно-вакуумной теплоизоляцией. Крышки приборных контейнеров одновременно являются радиаторами-излучателями.

Для управления разгонным блоком по каналам курса и тангажа на активных участках работы маршевый двигатель установлен в механизме плоско-

параллельного перемещения, который приводится в действие электрогидравлическими рулевыми машинами. Такая конструкция обеспечивает, по сравнению с кардановым подвесом, независимость управляющего момента от продольной центровки полезной нагрузки. Управление блоком по каналу крена на активных участках обеспечивается четырьмя двигателями ДУ СОЗ по моментной схеме.

В составе ДУ СОЗ применены топливные баки с эластичными разделителями. За ~1 минуту до включения маршевого двигателя включаются 4 двигателя ДУ СОЗ, обеспечивая блоку продольную перегрузку, за счет которой происходит сепарация жидкости и газа в топливных баках маршевой двигательной установки. После этого происходит запуск маршевого двигателя.

Так как создание РБ «Фрегат» проходило в условиях крайне недостаточного финансирования, при его создании практически исключалась возможность применения вновь разработанных систем и агрегатов. Применялись только уже существовавшие в то время системы, которые прошли этап летных испытаний, обладали высокой надежностью, но имели относительно высокую массу. В результате блок получился надежным, но обладал менее высокими удельными характеристиками по сравнению с заложенными на этапе проектирования.

В дальнейшем, с целью повышения тактико-технических характеристик РБ была проведена его поэтапная модернизация.

На первом этапе модернизации РБ «Фрегат» были проведены следующие мероприятия:

1. Применены конструкционные материалы с более высокими удельными характеристиками:
 - для изготовления крышек приборных отсеков использован магниевый сплав, вместо алюминия;
 - силовые штанги выполнены из композиционного материала бор-алюминий вместо алюминия (рис.2);
2. На сопло маршевого двигателя установлен неохлаждаемый насадок из нержавеющей стали длиной 200 мм (рис.3). В результате удельный импульс МД увеличился с 327 до 329,6 с. Кроме того, по результатам обработки телеметрических данных, полученных после первых запусков, стало очевидным, что реальный удельный импульс маршевой двигательной установки разгонного блока превышает заявленный удельный импульс маршевого двигателя. После проведенного анализа было принято решение о возможности увеличения удельного импульса МДУ до 331 с.

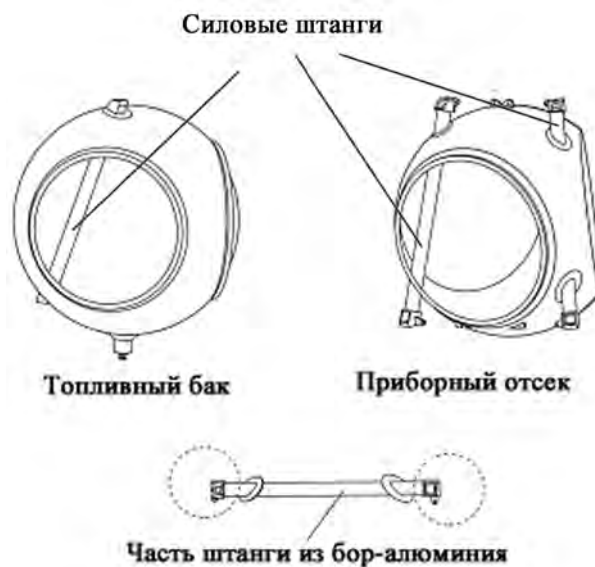


Рис.2. Применение композиционного материала бор-алюминий

Правильность принятого решения полностью подтвердилась при последующих пусках.

3. Оптимизирована компоновка РБ за счет более рационального размещения устанавливаемого оборудования; вместо двух герметичных приборных отсеков остался один – с системой управления. Второй отсек стал негерметичным. Это позволило разместить в нем малый приборный контейнер с элементами системы управления, шаробаллоны с гелием и бак ДУ СОЗ, которые раньше располагались на внешней поверхности разгонного блока.
4. Один из двух баков СОЗ был исключен из состава РБ, так как в нем больше не было необходимости.
5. Оптимизирована конструкция шпангоутов блока баков МДУ.
6. Уменьшена толщина топливных баков маршевой двигательной установки за счет применения многоступенчатого химического фрезерования.
7. Уменьшена толщина стенок трубопроводов высокого давления.
8. Применена облегченная бортовая кабельная сеть, изготовленная с использованием современных технологий.
9. Применены специально разработанные для РБ «Фрегат» химические источники тока (литиевые батареи) меньшей массы и емкости, но способные выдерживать большие нагрузки.

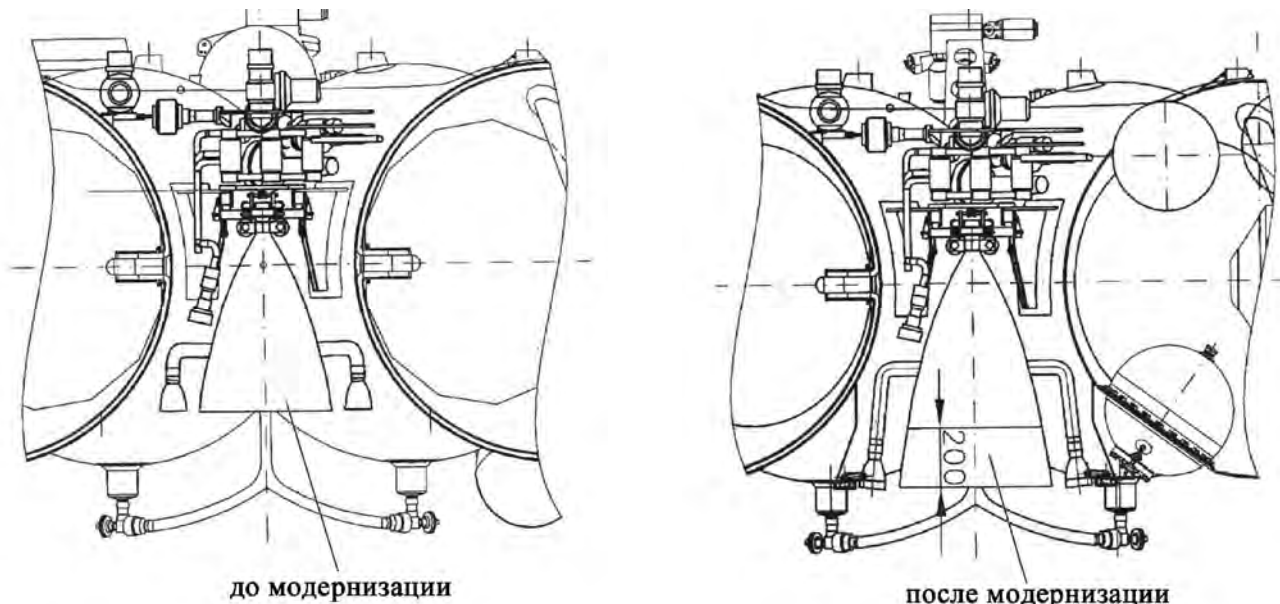


Рис.3. Модернизация сопла маршевого двигателя (удлинение части сопла)

В результате проведенных мероприятий сухая масса РБ «Фрегат» уменьшилась с 1000 до 960кг, а удельный импульс маршевой двигательной установки вырос с 327 до 331с.

Внешний вид РБ «Фрегат» до и после модернизации показан на рис.4.

Позже работы по модернизации РБ «Фрегат» были продолжены:

1. БЦВМ «Бисер-3» в системе управления была заменена более современной «Бисер-6».
2. Проведена оптимизация конструкции опорных узлов силовых штанг (рис.5).
3. Заменен материал межбаковых шпангоутов и опор силовых штанг АМг-6 на сплав 01570, обладающий более высокими удельными характеристиками.

4. В состав системы управления применена аппаратура спутниковой навигации, которая использовалась только для проведения тракторных измерений.
5. Применена модернизированная облегченная телеметрическая система БР-9ЦК-1 вместо БР91-ЦК-М4.

Таким образом, тактико-технические характеристики РБ «Фрегат» были существенно улучшены.

Этапы совершенствования РБ «Фрегат»

	1 этап (2000г.)	2 этап (2005г.)	3 этап (2008г.)
Удельный импульс, с	327	331	331
Конечная масса, кг	1100	980	930

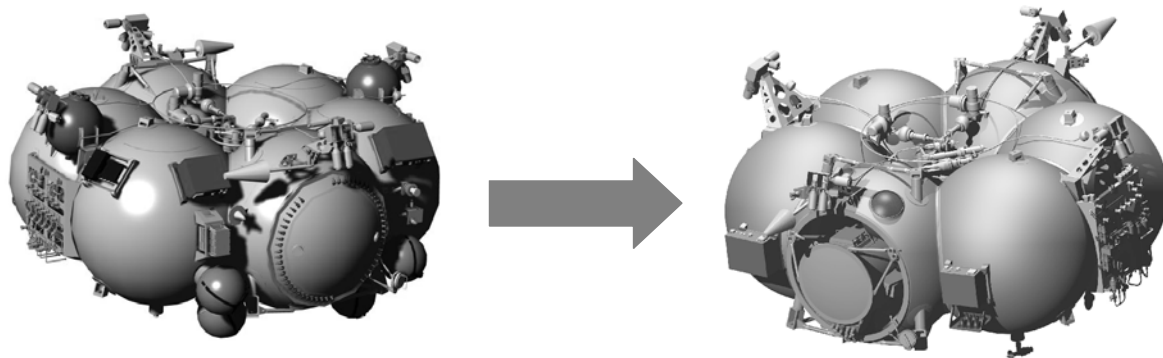
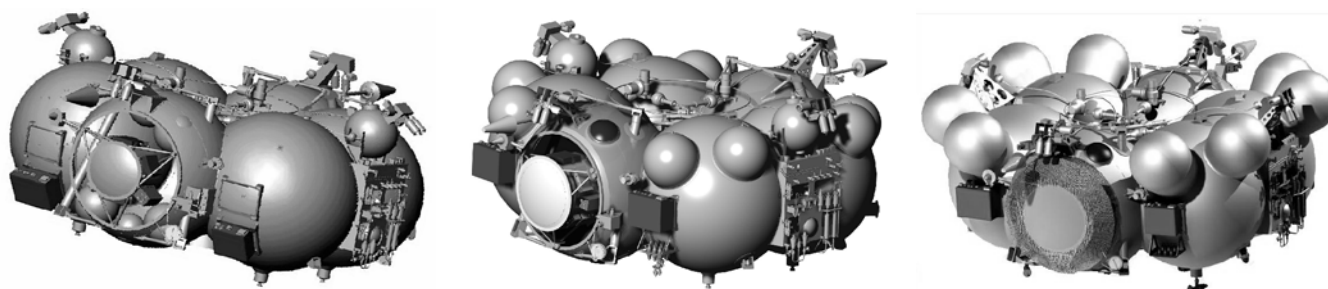


Рис.4. РБ «Фрегат» до и после модернизации



Рис. 5. Изменение конструкции верхней силовой опоры



Базовый РБ

$M_{\text{топлива}} = 5250\text{кг}$

РБ с малыми дополнительными емкостями

$M_{\text{топлива}} = 5750\text{кг}$

РБ с большими дополнительными емкостями

$M_{\text{топлива}} = 7100\text{кг}$

Рис.6. Модификации РБ «Фрегат»

Еще одним достоинством «Фрегата» стала возможность его модернизации с целью увеличения рабочего запаса топлива. Так при установке на блоке баков дополнительных емкостей масса топлива может быть увеличена до 5750 кг (малые дополнительные емкости) или до 7100кг (большие дополнительные емкости). В этом случае конструкция РБ

«Фрегат», его составляющие системы не затрагиваются, что, практически, исключает принципиальные изменения разгонного блока и, следовательно, сокращает сроки и стоимость модернизации. На рис.6 показан внешний вид различных модификаций РБ «Фрегат».

Таблица 1. Основные характеристики РБ «Фрегат» различных модификаций в соответствии с рис.6.

Характеристики	Величина
1. Конечная масса, кг	930 / 960 / 1050
2. Габаритные размеры, мм:	
• высота	1550
• диаметр (описанный)	3350 / 3440 / 3920
3. Рабочий запас топлива, максимальный, кг	5250 / 5750 / 7100

В ближайшее время работы по модернизации РБ «Фрегат» продолжаются. Предполагается провести следующие мероприятия:

1. Снижение массы конструкции в результате уменьшения неравномерности толщины обечаек топливных баков за счет усовершенствования технологии штамповки.
2. Применение новой элементной базы в составе приборов системы управления.
3. Увеличение несущей способности конструкции.
4. Применение шарбаллонов, изготовленных из композиционных материалов, взамен титановых.
5. Модернизация химических батарей с целью уменьшения массы.
6. Применение модернизированной телеметрической системы.
7. Улучшение характеристик маршевого двигателя (уменьшение массы гарантированного запаса топлива) за счет применения дросселей, позволяющих более точно настроить соотношение компонентов топлива.

8. Введение информации, получаемой от аппаратуры спутниковой навигации, в контур управления РБ, что существенно повышает точность выведения космических аппаратов.

В результате завершения данного этапа модернизации удельный импульс МДУ составит не менее 332с, а конечная масса РБ «Фрегат» не превысит 900кг.

Библиографический список

- 1.Разгонный блок «Фрегат» - максимальная эффективность при минимальных затратах/ В.А. Асюшкин, С.В.Ишин, К.М.Пичхадзе и др.// Полет, 2006.- №10.- С.3-8
- 2.Универсальный разгонный блок «Фрегат» и его модификации// Аэрокосмическое обозрение, 2003.- №4.-С.143-144
- 3.Разгонный блок «Фрегат»/ В.А.Асюшкин, С.В.Ишин, С.Д.Куликов и др. // Сборник научных трудов НПО им.С.А.Лавочкина.- М.: Блок-Информ-Экспресс, 2000.- Вып. 2.- С.219-226

Работоспособность космической системы в условиях длительного полёта с учётом накопления ущерба

А. А. Любомудров



ЛЮБОМУДРОВ

Александр Александрович
профессор Военной академии Ракетных
войск стратегического назначения имени
Петра Великого

Оценивается работоспособность космической системы по модели «нагрузка — прочность» с учётом уменьшения вероятности сохранения работоспособности вследствие накопления ущерба в результате воздействия внешней среды при длительном полёте. Показано на простейшем примере, что вероятность сохранения работоспособности в этом случае может существенно снижаться. Приводятся соотношения, позволяющие при известных законах нарастания нагрузки, накопления ущерба и времени функционирования системы задать требования к начальному значению вероятности сохранения работоспособности.

Ключевые слова: работоспособность космической системы, накопление ущерба, нагрузка — прочность.

Space system operability under long-duration flight conditions subject to damage accumulation.

A. A. Liubomudrov

The article presents estimation of space system operability by “load – durability” model subject to decrease of probability of operability maintenance owing to the damage accumulation resulting from environmental exposure during long-term flight. By simple example it is shown that probability of operability maintenance in that case can be considerably decreased. Correlations are given enabling to specify requirements for initial value of probability of operability maintenance under known principles of load pickup, damage accumulation and system functioning time.

Key words: space system operability, damage accumulation, load — durability.

В настоящее время при оценке стойкости систем к внешним воздействиям в большинстве случаев используется модель «нагрузка – прочность», где уровень воздействия считается постоянной во времени детерминированной величиной, а уровень прочности – случайной величиной с известным законом и параметрами распределения. Однако, во многих представляющих для практики интерес случаях нагрузка является величиной, изменяющейся во времени. При этом нагруженная система при прикладывании нагрузки первое время исполняет свои функции, однако в результате накопления ущерба прочность системы снижается, в то время, как интеграл нагрузки

возрастает. Система теряет работоспособность.

Задачи о снижении прочности при многократном нагружении в общей постановке рассматривались в [1], а применительно к механическим ударным воздействиям в [2]. В нашем случае речь идёт о длительном воздействии на космическую систему внешних факторов различного происхождения. Этими факторами, в частности, могут быть потоки быстрых заряженных частиц космического излучения, действие электромагнитных полей, солнечной радиации и т. п. При этом поглощённая системой энергия увеличивается, а в нагружаемых элементах системы постепенно накапливаются повреждения и стойкость их снижается.

Задача заключается в прогнозировании стойкости с учётом накопления изменений в физико-химических свойствах конструкционных материалов и параметров радиоэлектронной аппаратуры при длительном приложении нагрузки, изменяющейся во времени.

Введём следующие обозначения:

$x(t)$ — интегральная нагрузка, действующая на систему и изменяющаяся в процессе её функционирования; эта нагрузка зависит от её интенсивности $J_x(t)$ и определяется соотношением:

$$x(t) = \int_0^t J_x(t) dt ;$$

$y[x(t)]$ — уровень нагрузки, при которой происходит потеря работоспособности системы и который вследствие накопления ущерба зависит от накопленной нагрузки; будем называть этот уровень уровнем прочности.

Как $x(t)$, так и $y(t) = y[x(t)]$ в общем случае, являются случайными величинами и случайными функциями времени. Будем считать нагрузку детерминированной величиной, а прочность — случайной по величине и детерминированной во времени.

Вероятность сохранения работоспособности системы равна

$$P[y \geq x] = \int_x^\infty f_y(y) dy, \quad (1)$$

где $f_y(y)$ — функция плотности распределения вероятностей случайной величины y .

Пусть предельный уровень прочности снижается со временем по закону $[y - g(t)]$ и вид закона распределения случайной величины y при этом не изменяется.

Тогда $P[y - g(t) \geq x(t)] = P[y \geq x + g(t)]$ и

$$P[y \geq x] = \int_{x+g(t)}^\infty f_y(y) dy. \quad (2)$$

Таким образом, мы формально можем учесть снижение стойкости соответствующим ростом нагрузки.

Примем нормальный закон распределения y :

$$f_y(y) = \frac{1}{\sigma_y \sqrt{2\pi}} \exp\left\{-\frac{[y - m_y(x)]^2}{2\sigma_y^2}\right\}.$$

Параметр распределения m_y является средним значением уровня прочности, убывающим во времени вследствие накопления ущерба. При $t = 0$ $m_y = m_{y0}$.

Для упрощения, не изменяя общности рассуждений, будем считать среднее квадратическое отклонение σ_y неизменным в процессе действия нагрузки. Его значение определяется качеством производства и точностью определения уровня стойкости при выходном контроле. В соответствии с формулой (1) получим:

$$P[y(t) \geq x(t)] = \frac{1}{\sigma_y \sqrt{2\pi}} \int_x^\infty \exp\left\{-\frac{[y - m_y(x)]^2}{2\sigma_y^2}\right\} dy. \quad (3)$$

Преобразуем выражение (3). Введём новую переменную интегрирования $z = y - m_y(t)$. Тогда

$$P[y(t) \geq x(t)] = \frac{1}{\sigma_y \sqrt{2\pi}} \int_{x-m_y}^\infty \exp\left[-\frac{z^2}{2\sigma_y^2}\right] dz. \quad (4)$$

Нижний предел со временем увеличивается как вследствие роста x , так и вследствие уменьшения m_y . Ещё раз, заменив переменную на $\xi = z/\sigma_y$, выразим вероятность сохранения работоспособности системы через нормированную функцию Лапласа

$$\Psi(a) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^a \exp\left(-\frac{v^2}{2}\right) dv,$$

$$P[y(t) \geq x(t)] = 0,5 - \Phi\left[\frac{x(t) - m_y(x)}{\sigma_y}\right], \text{ или}$$

$$P[y(t) \geq x(t)] = 0,5 + \Phi\left[\frac{m_y(x) - x(t)}{\sigma_y}\right]. \quad (5)$$

Нормированная функция Лапласа табулирована

[3]. Аргумент функции Лапласа $\left(\frac{m_y - x}{\sigma_y}\right)$ и сама

функция с течением времени уменьшаются, следовательно, уровень прочности со временем снижается.

Функция Лапласа при больших аргументах может быть вычислена по приближённой формуле:

$$\begin{aligned} \Psi(a) &= \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^a \exp\left(-\frac{v^2}{2}\right) dv = 0,5 \operatorname{erf}\left(\frac{a}{\sqrt{2}}\right) \\ &= 0,5 \left(1 - \frac{e^{-a^2}}{a\sqrt{\pi}}\right). \end{aligned} \quad (6)$$

Уже для $a = 3$ табличное значение $\Phi(a)$ совпадает со значением, вычисленным по приближённой формуле (6), с точностью до пятого знака после запятой.

Проанализируем полученные соотношения. Используя соотношение (5), получим связь между допустимым минимальным значением вероятности сохранения работоспособности $P_{доп}$ и запасом прочности $\Delta = \frac{m_y(x) - x(t)}{y_y}$:

$$P_{доп} = 0,5 + \Phi(\Delta). \tag{7}$$

Задаваясь временем действия нагрузки $t_{зад}$ и значением $P_{доп}$, решая уравнение (7), можно установить требуемый запас прочности к началу действия нагрузки $(m_{y0})_{треб}$.

Приведём пример. Примем следующий вид зависимостей $x(t)$ и $y(x)$:

$$x = x_0 + \alpha t, m_y = m_{y0} - \beta x = m_{y0} - \beta(x_0 + \alpha t). \tag{8}$$

Очевидно, что при таких законах изменения нагрузки и прочности время снижения вероятности работоспособности системы до уровня 0,5 будет равно

$$t_{0,5} = \frac{m_{y0} - (1 + \beta)x_0}{\beta(1 + \beta)}.$$

Зададимся условием, что за заданное время работы системы $t_{зад}$ вероятность сохранения работоспособности системы не должна опуститься ниже $P_{доп} = 0,9998$. Тогда из равенства (7), пользуясь таблицами [3], получим $\Delta_{треб} = 3,55$ и, следовательно,

$$\Delta_{треб} = \frac{m_y(x) - x(t)}{y_y} = \frac{(m_{y0})_{треб} - (1 + \beta)(x_0 + \alpha t_{зад})}{y_y} = 3,55,$$

$$(m_{y0})_{треб} = \sigma_y \Delta_{треб} + (1 + \beta)(x_0 + \alpha t_{зад}).$$

Для определённости будем считать, что $x_0 = 0$, $\alpha = 10^{-5}$ 1/ч, $\beta = 10^{-1}$, $\sigma_y = 1$. Зададимся $t_{зад} = 6$ лет $\cong 5,3 \cdot 10^4$ часов. Тогда получим, что начальное среднее значение прочности системы должно быть не менее $(m_{y0})_{треб} = 4,13$ единиц. Вследствие накопления ущерба начальная прочность снизилась на 0,58 единицы, т. е. на 16 % относительно начального значения. Если бы начальная прочность была назначена без учёта накопления ущерба, то к концу заданного времени вероятность сохранения работоспособности оказалась бы равной 0,9980. Значение $(m_{y0})_{треб}$ существенно зависит от скорости роста нагрузки. Так, если эта

скорость возрастает в десять раз, то $(m_{y0})_{треб}$ становится равным 9,33 единиц.

Зависимости вероятности сохранения работоспособности от скорости накопления ущерба β и скорости накопления нагрузки показаны на рис. 1. Из кривых следует, что при принятых зависимостях вероятность сохранения работоспособности резко падает после двух – двух с половиной лет непрерывного функционирования системы. Влияние скорости накопления ущерба на вероятность сохранения работоспособности после второго года работы существенно, вследствие чего пренебрежение накоплением ущерба при прогнозировании надёжности может привести к заметным, а при большом времени функционирования и к недопустимым ошибкам.

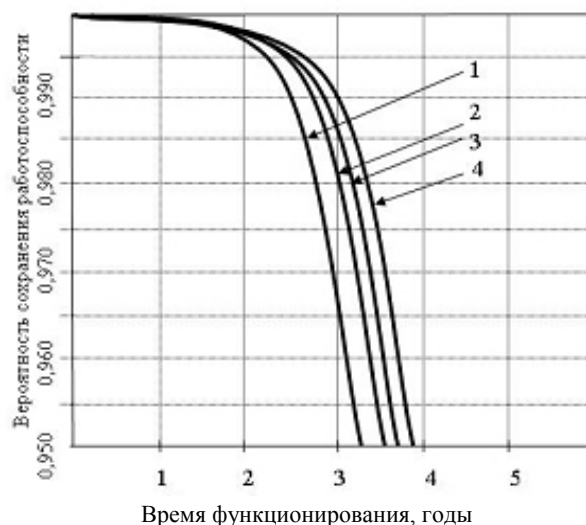


Рис.1. Вероятности сохранения работоспособности в зависимости от времени функционирования системы и скорости накопления ущерба β : 1 – $\beta = 0,2$; 2 – $\beta = 0,1$; 3 – $\beta = 0,05$; 4 – $\beta = 0,01$. Закон накопления ущерба $y = 5 - \beta x$. Интенсивность нагрузки постоянна $x = \alpha t$, $\alpha = 10^{-5}$ (час) $^{-1}$.

Время, в течение которого на систему действует нагрузка, также существенно влияет на работоспособность. На рис.2 представлены кривые, показывающие зависимость вероятности сохранения работоспособности системы от длительности её функционирования в условиях приложения постоянно действующей нагрузки с различной интенсивностью α и, следовательно, с различной скоростью увеличения $x(t)$. Незначительное увеличение скорости накопления нагрузки при прочих

равных условиях существенно понижает вероятность сохранения работоспособности при длительности работы системы под нагрузкой в течение нескольких лет.

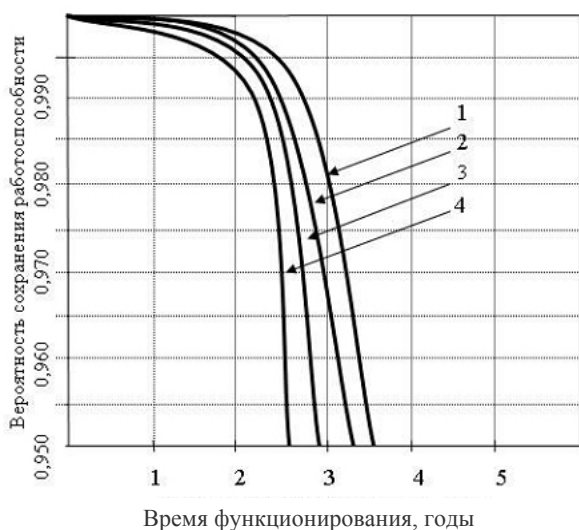


Рис.2. Вероятности сохранения работоспособности в зависимости от времени функционирования системы и скорости увеличения нагрузки α 1/час: 1 – $\alpha = 1,0 \cdot 10^{-4}$; 2 – $\alpha = 1,1 \cdot 10^{-4}$; 3 – $\alpha = 1,2 \cdot 10^{-4}$; 4 – $\alpha = 1,3 \cdot 10^{-4}$. Закон накопления ущерба $y = 5 - 0,1x$. Закон увеличения нагрузки $x = \alpha t$.

Из проведенного исследования с привлечением простейших примеров следует, что при прогнозировании вероятности сохранения работоспособности систем, находящихся продолжительное время под действием физических полей окружающего пространства, например, в случаях длительных космических полётов, необходимо учитывать накопление ущерба. Метод его учёта предложен в настоящей работе.

Библиографический список

1. К. Капур, Л. Ламберсон. Надёжность и проектирование систем. – М.: «Мир», 1980. 606 с.
2. А. А. Любомудров, А. В. Абрамович, Оценка стойкости сложных технических систем при многократном нагружении. /«Измерительная техника», 2, 2009. С.17 – 19.
3. И. В.Дунин-Барковский, Н. В. Смирнов. Теория вероятностей и математическая статистика в технике. – М.: Государственное издательство технико-теоретической литературы., 1955.. 556 с.

Использование комбинированного метода расчета программы коррекций приведения геостационарного КА для минимизации эксцентриситета орбиты

А.Е.Назаров



Назаров
Анатолий Егорович
заместитель начальника
отделения – начальник отдела
доктор технических наук

Рассматривается задача приведения геостационарного КА в заданную точку «стояния» с учетом ошибок выведения КА на орбиту и ошибок исполнения коррекций. Предлагается комбинированный метод расчета коррекций приведения с использованием алгоритма оптимальной импульсной коррекции и численной модели прогнозирования активного движения центра масс КА, обеспечивающий высокую точность расчета и позволяющий минимизировать значение эксцентриситета орбиты в конце этапа приведения. Метод программно реализован и может быть использован для расчета параметров коррекций приведения как на этапе проектирования геостационарных КА, так и непосредственно для управления при их эксплуатации.

Ключевые слова: Геостационарный космический аппарат, геостационарная орбита, коррекции приведения геостационарного КА, этап приведения, управление на этапе приведения, минимизация эксцентриситета орбиты геостационарного КА, программа коррекций приведения, алгоритм оптимальной импульсной коррекции, ошибки выведения КА, ошибки исполнения коррекций, время приведения, число коррекций, точность приведения КА в заданную точку «стояния».

Use of combined method for calculation of GEO SC corrections program to minimize the orbit's eccentricity. A.E. Nazarov

The article describes corrections of GEO SC to transfer it into the given "standing" point subject to SC insertion errors and corrections errors. A combined method for corrections calculation is proposed, using algorithm of optimal impulse correction and numerical forecasting model of SC CoG active motion, providing high accuracy of calculation and enabling minimization of the orbit's eccentricity at the end of insertion phase. The method is software implemented and can be used for correction parameters calculation both during GEO SC designing phase and for SC control during its operation.

Key words: GEO SC, geostationary orbit (GEO), GEO SC corrections, corrections phase, control during corrections phase, minimization of GEO SC orbit eccentricity, corrections program, algorithm of optimal impulse correction, SC insertion errors, correction errors, time of correction, number of corrections, accuracy of SC transfer into the given "standing" point.

Как правило, заданная долгота точки «стояния» геостационарного КА не совпадает с долготой узла орбиты выведения. Поэтому весьма актуальной практически для всех видов геостационарных КА является решение задачи приведения КА в заданную точку «стояния» геостационарной

орбиты (ГСО). Решение этой задачи реализуется с помощью проведения так называемых коррекций приведения.

Под коррекциями приведения понимаются коррекции периода обращения КА, предназначенные для сообщения КА определенных скоростей дрейфа

по долготе за счет отличия его периода обращения от стабильного значения. Конечной целью проведения этих коррекций является достижение КА заданной трубки долгот с остаточным дрейфом по долготе, обеспечивающим нахождение КА в этой трубке в течение заданного времени. Величина этого времени обычно определяется интервалом времени необходимым для проведения измерений параметров орбиты.

В общем виде техническую постановку рассматриваемой задачи можно сформулировать следующим образом.

Определить программу проведения коррекций периода обращения КА, обеспечивающую приведение КА в заданную точку «стояния» ГСО с требуемой точностью по долготе. При этом время приведения не должно превышать заданного значения с учетом ошибок выведения КА на орбиту и ошибок исполнения коррекций, а затраты характеристической скорости на проведение коррекций орбиты должны быть минимальны.

Под требуемой точностью понимается то, что после приведения КА будет находиться в течение требуемого гарантированного времени в заданной допустимой трубке долгот. Таким образом, для решения этой задачи необходимо определить оптимальную стратегию проведения коррекций орбиты.

Рассматриваемая задача относится к задачам синтеза оптимального стохастического управления. При этом наибольший практический интерес представляет так называемая прямая задача оптимизации, которая предполагает достижение требуемой конечной точности по долготе при минимизации энергетических затрат и заданном времени приведения. Прежде всего, это обусловлено тем, что требование к времени приведения является одним из основных требований тактико-технического задания (ТТЗ) на разработку космической системы. Кроме того, имеется практическая необходимость долгосрочного планирования работ в ЦУПе по подготовке и проведению коррекций орбиты, а, следовательно, и необходимость определения конкретных дат проведения коррекций.

Обычно коррекции приведения проводятся с помощью двигателя коррекции (ДК) большой тяги, поэтому математическую модель процесса приведения КА можно записать системой дискретных уравнений (1):

$$\begin{cases} x_{1k+1} = x_{1k} + x_{2k+1} \Delta n_k \\ x_{2k+1} = x_{2k} + (1 + \delta_{кор}) u_k \end{cases} \quad (1)$$

$$k = \overline{0, N_{кор}}$$

где: $x_1 = \lambda_{КА} - \lambda_{мп}$ - отклонение КА по долготе в момент проведения коррекции;

$x_2 = \dot{\lambda}_{КА}$ - скорость дрейфа по долготе перед коррекцией;

$\lambda_{КА}$ и $\lambda_{мп}$ - значения текущей и требуемой долготы КА.

Индекс k соответствует моменту проведения коррекции, при которой скорость дрейфа КА по долготе изменяется на величину u_k . Величина Δn_k представляет собой число витков между k -ой и $(k+1)$ -ой коррекцией.

Решение этой задачи синтеза оптимального управления при приведении стационарного ИСЗ в виде алгоритма оптимальной импульсной коррекции (АОИК) представлено в [1].

Разработанная в соответствии с этим алгоритмом программа расчета параметров коррекций приведения нашла практическое применение на этапе эскизного проектирования геостационарных КА в НПО им. С.А.Лавочкина. Она успешно применялась для проведения оценок потребных энергетических затрат и определения требуемых запасов топлива на борту КА, а также для определения оптимальных значений периодов орбит выведения.

На рис. 1, 2 в качестве примера представлены результаты расчетов по этой программе для варианта приведения КА с долготы 90° в.д. в точку «стояния» ГСО $76^\circ \pm 0.1^\circ$ в.д. за 3 коррекции с интервалом в 7 витков, начиная с 7-го витка, при следующих основных исходных данных:

Дата выведения КА:

29 4 2006г

Параметры орбиты выведения:

$a = 42297.9$; $e = 0.0015$; $i = 0.0031^\circ$;

$\omega = 76.86^\circ$; $\Omega_\gamma = 64.94^\circ$; $\lambda_{вые} = 90^\circ$.

Ошибки выведения КА (измерений) и исполнения коррекции, (3σ):

$\delta_T = 5$ с; $\delta_{кор} = 0.1$

Результаты работы программы представлены в

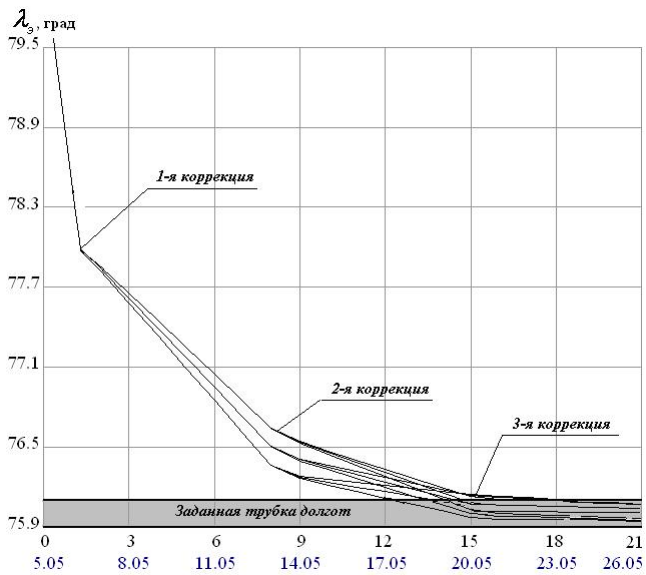


Рис. 1. Изменение λ_3 при приведении КА в точку «стояния» 76° в.д.

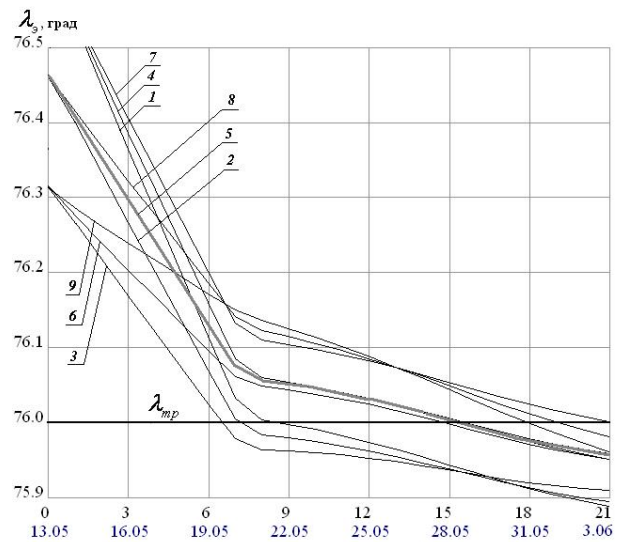


Рис. 2. Изменение λ_3 в конце этапа приведения КА в точку «стояния» 76° в.д. при моделировании предельных ошибок δ_T и $\delta_{кор}$.

виде графика изменения географической долготы начала витка орбиты КА λ_3 на интервале проведения 3-х коррекций приведения при моделировании ошибок выведения по периоду обращения КА δ_T и ошибок исполнения коррекций $\delta_{кор}$. При этом для подтверждения гарантированного решения задачи приведения моделировались только предельные (3 σ) сочетания рассматриваемых ошибок.

На этих графиках по оси ординат отложено значение λ_3 в градусах, а по оси абсцисс - число витков и соответствующие им календарные даты (внизу). Изображенные на рис. 2 траектории соответствуют вариантам моделирования ошибок, представленным в табл. 1.

Как видно из этого графика, рассчитанные программы коррекций обеспечивают приведение

значения λ_3 в заданную трубку долгот даже при реализации предельных ошибок. Однако, текущее значение долготы подспутниковой точки КА $\lambda_{КА}$ может существенно отличаться от значение долготы начала витка λ_3 из-за остаточного эксцентриситета после последней коррекции приведения. Этот факт подтверждает и график изменения $\lambda_{КА}$ в конце этапа приведения на рис. 3, построенный для номинальной программы коррекций (траектория «5» на рис. 2).

Таким образом, использование АОИК непосредственно для управления КА может привести к неприемлемо большим суточным колебаниям КА по долготе в конце этапа приведения, что обусловлено не учетом реальных ошибок выведения КА по эксцентриситету в АОИК.

Таблица 1

Вариант	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$\delta_T, с$	-5	0	5	-5	0	5	-5	0	5
$\delta_{кор}, б/р$	-0,1	-0,1	-0,1	0	0	0	0,1	0,1	0,1

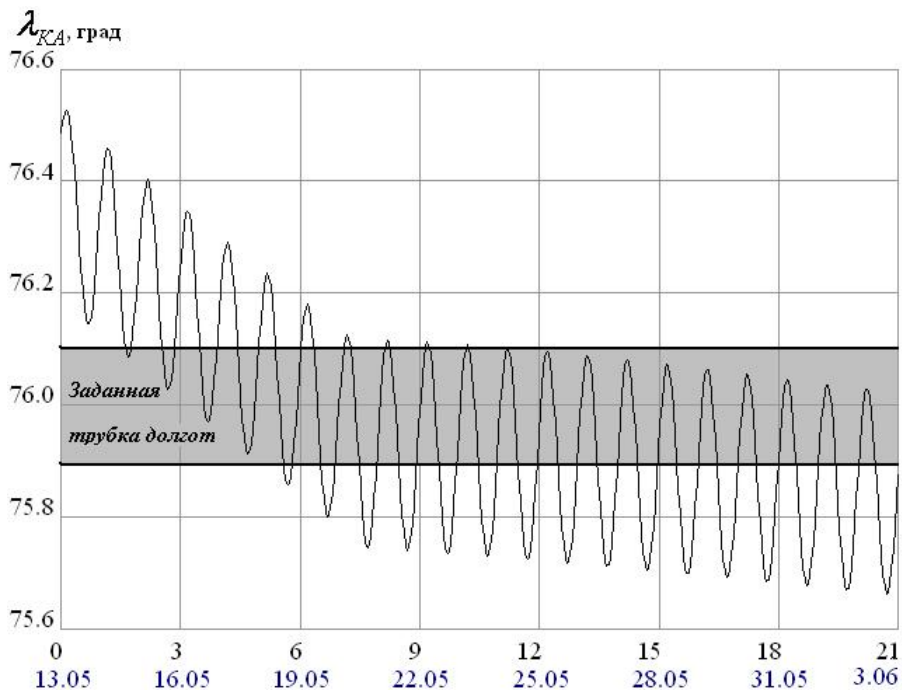


Рис. 3. Изменение $\lambda_{КА}$ в конце этапа приведения при использовании АОИК.

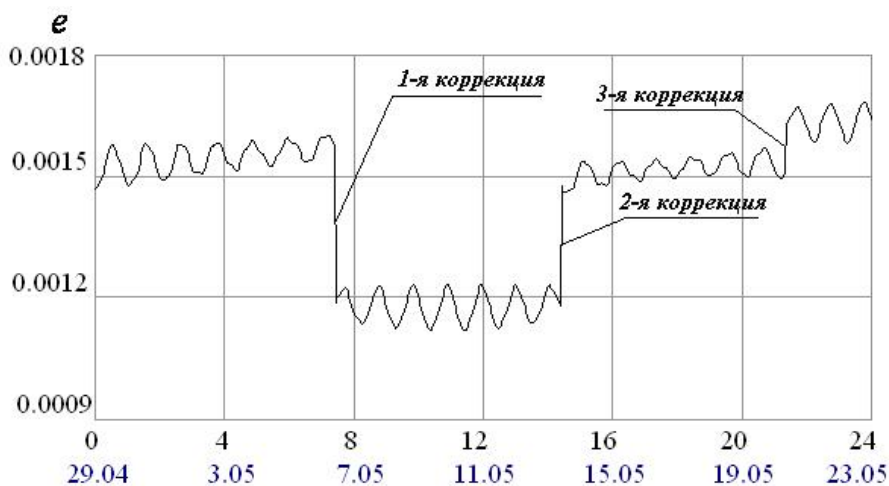


Рис. 4. Изменение эксцентриситета e на этапе приведения при использовании АОИК.

Соответствующий график изменения эксцентриситета e на этапе приведения представлен на рис. 4. Как из него видно, после последней коррекции приведения значение e значительно отличается от нулевого значения.

Минимизация остаточного эксцентриситета особенно актуальна при требовании к точности удержания КА на ГСО, менее $\pm 0,1^\circ$ по долготе. Рис. 5 иллюстрирует влияние значения эксцентри-

ситета e на характер расположения трассы относительно точки «стояния». На нем показано расположение трассы ГСО с наклоном $0,1^\circ$ при различных значениях e относительно допустимой зоны удержания $\pm 0,1^\circ$ по долоте и по широте.

Кроме не учета ошибок выведения по эксцентриситету АОИК имеет еще ряд допущений, которые также затрудняют его использование в сос-

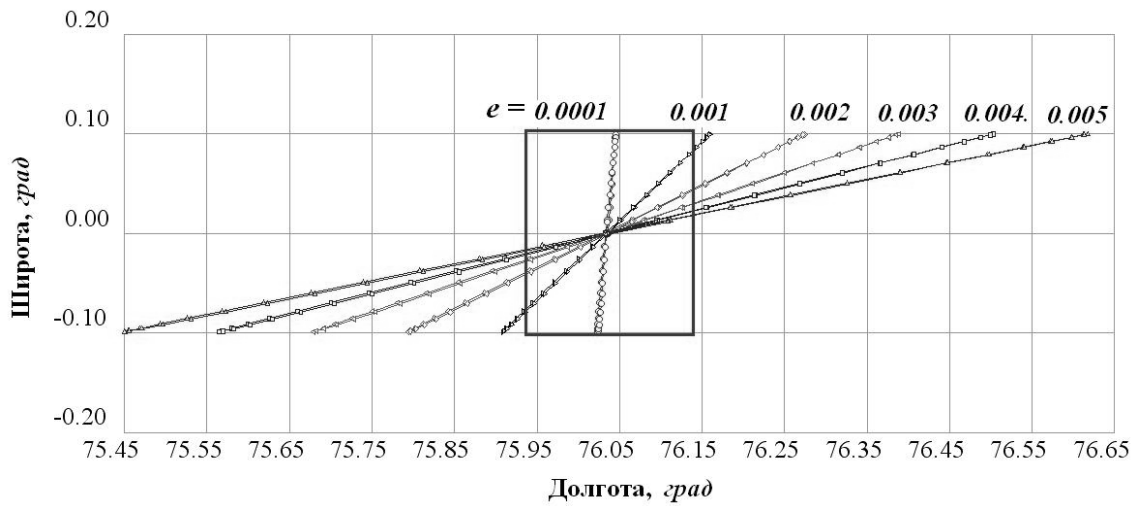


Рис. 5. Расположение трассы КА на ГСО при различных значениях e .

таве баллистического обеспечения (БО) центра управления полетом (ЦУП). В качестве таковых можно назвать допущение о линейном характере изменения периода обращения КА на интервале между коррекциями без учета эволюции и равные интервалы между коррекциями.

При уменьшении диапазонов удержания КА по долготе необходимо учитывать эволюцию периода обращения КА, обусловленную не только нецентральностью гравитационного поля Земли, но и - гравитационными возмущениями Луны и Солнца. Равные интервалы времени между коррекциями не всегда реализуемы на практике, так как существенно ограничивают возможности планирования других видов работ персоналом ЦУП.

Для учета реальных ошибок выведения КА по эксцентриситету и конкретных ограничений при планировании работ для реализации программы коррекций в ЦУП, а также для повышения точности получаемого решения был предложен так называемый *комбинированный метод расчета программы коррекций приведения КА*.

Суть метода состоит во введении в рассчитываемую программу коррекций приведения дополнительной первой коррекции, обеспечивающей выполнение необходимых условий для принятых допущений по эксцентриситету в АОИК.

Принципиальным моментом при расчете параметров этой коррекции является совмещение коррекции периода обращения КА с коррекцией эксцентриситета орбиты. Соответствующее изменение эксцентриситета при первой коррекции необходимо для минимизации его конечного

значения после отработки всех последующих коррекций, проводимых в соответствии с АОИК.

В предлагаемом комбинированном методе можно выделить два этапа.

На *первом* этапе рассчитываются параметры первой коррекции для обеспечения соответствующих начальных условий необходимых для выполнения принятых допущений в АОИК, а именно для проведения коррекций только в соответствующих апсидных точках орбиты. На этом этапе задача решается в детерминированной постановке, что оправдано учетом влияния случайных факторов на последующем *втором* этапе, на котором задача определения АОИК решается в стохастической постановке.

Для корректного использования АОИК коррекции должны проводиться в соответствующих апсидных точках, а именно, в перигее, если корректирующий импульс (КИ) тормозной и в апогее, если разгонный, а высота точек проведения коррекций должна соответствовать высоте ГСО, т.е. ~ 42164 км. Таким образом, на момент начала отработки оптимальной программы коррекций высота соответствующей апсидной точки должна быть равна ~ 42164 км. Наличие ошибок выведения по эксцентриситету приводит к нарушению этого допущения.

На рис. 6а. показана схема приложения КИ для АОИК при переходе с орбиты выведения, имеющей эксцентриситет и период больше стабильного значения. Как видно из рис. 6а, реализация КИ только в перигее не позволит получить круговую орбиту. Таким образом, предлагается дополнить программу коррекций

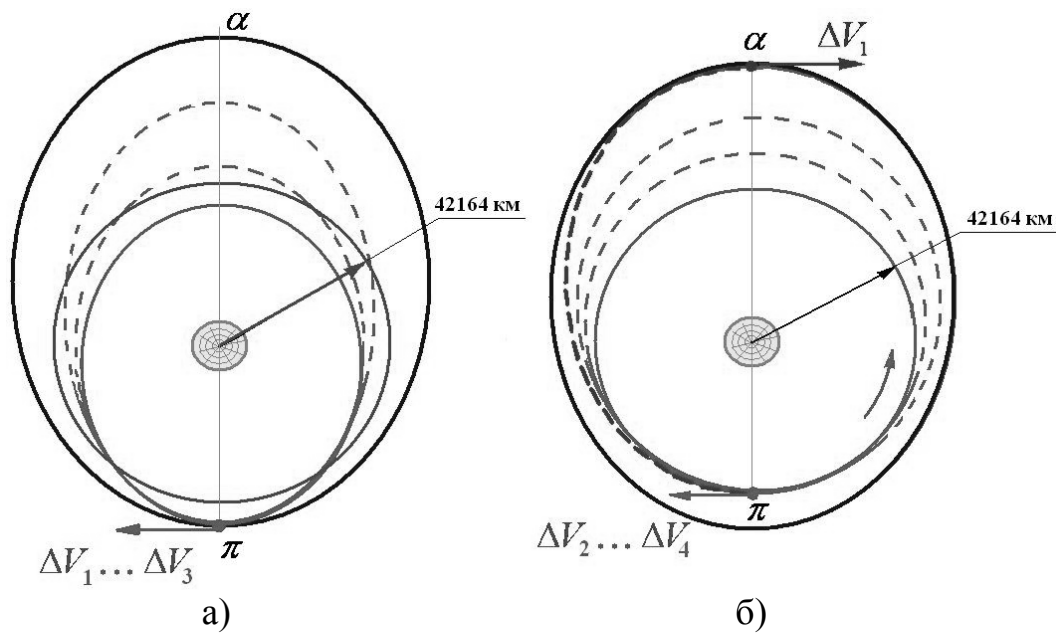


Рис. 6. Схема приложения КИ.

приведения в перигее тормозным импульсом в апогее для соответствующего изменения эксцентриситета (см. рис. 6б). Для варианта орбиты выведения с периодом обращения КА меньше стабильного и высотой перигея меньшей высоты ГСО первая коррекция должна проводиться в перигее разгонным импульсом, а все последующие – разгонным импульсом в апогее.

При проведении коррекций периода обращения на величину ΔT происходит и одновременное изменение эксцентриситета на величину Δe . Это изменение можно определить

как $\Delta e \approx \frac{\partial e}{\partial T} \Delta T$, где $\frac{\partial e}{\partial T} = \frac{\sqrt{\mu}}{3\pi a \sqrt{a+ae}}$ -

значение частной производной в соответствующей апсидной точке.

Следует отметить, что знак производной будет зависеть от того, в какой из апсидных точек будет проводиться коррекция и какое направление будет иметь трансверсальный импульс. При тормозной коррекции ($\Delta T < 0$) в апогее будет происходить увеличение эксцентриситета и, следовательно, производная должна иметь отрицательный знак. При тормозной коррекции в перигее будет происходить уменьшение эксцентриситета и, следовательно, производная будет

иметь положительный знак. Соответственно для разгонных коррекций картина будет прямо противоположной.

Обозначим значения производной для коррекции соответственно в перигее и апогее орбиты, как $\left(\frac{\partial e}{\partial T}\right)_\pi = k_\pi$ и $\left(\frac{\partial e}{\partial T}\right)_\alpha = k_\alpha$.

Тогда изменение эксцентриситета Δe при коррекции в апогее можно определить как:

$$\Delta e = k_\alpha \Delta T = -k_\pi \Delta T \quad (2)$$

Для рассматриваемого диапазона возможных значений Δe и ΔT практически можно считать, что $k_\alpha = -k_\pi$ и при этом является постоянной величиной.

Для того чтобы значение эксцентриситета к окончанию приведения КА при реализации АОИК было близким к нулю должно быть обеспечено определенное соотношение между отклонением периода обращения КА от стабильного значения T_{cm} и значением эксцентриситета e , а именно соотношение (2). Таким образом, обеспечение выполнения этого соотношения и является задачей коррекции *первого* этапа или 1-ой коррекции.

Очевидно, что при реализации программы коррекций периода обращения без перерегулирования

(импульсами одного знака), общее изменение периода обращения должно равняться величине отклонения периода орбиты выведения от стабильного значения $\Delta T_{\text{выб}}$ и быть противоположным по знаку. В то же время, если под общим изменением периода понимать его результирующее изменение, то и для случая перерегулирования можно записать:

$$\Delta T_1 + \sum_{i=2}^{N_{\text{кор}}} \Delta T_i = -\Delta T_{\text{выб}}, \quad (3)$$

где ΔT_1 - изменение периода обращения при 1-ой коррекции;

$$\sum_{i=2}^{N_{\text{кор}}} \Delta T_i - \text{сумма изменений периода обращения}$$

(с учетом знака) при реализации АОИК;

$N_{\text{КОР}}$ - общее число коррекций приведения.

Аналогично можно записать и условие приведения эксцентриситета к нулю после последней коррекции:

$$\Delta e_1 + \sum_{i=2}^{N_{\text{кор}}} \Delta e_i = -e_{\text{выб}}, \quad (4)$$

Таким образом, для распределения требуемого суммарного изменения периода обращения при коррекциях необходимо решить систему уравнений:

$$\begin{cases} \Delta T_1 + \sum_{i=2}^{N_{\text{кор}}} \Delta T_i = -\Delta T_{\text{выб}} \\ \Delta e_1 + \sum_{i=2}^{N_{\text{кор}}} \Delta e_i = -e_{\text{выб}} \end{cases} \quad (5)$$

Для определенности рассмотрим случай выведения КА на орбиту с превышением стабильного значения периода обращения ($\Delta T_{\text{выб}} > T_{\text{ст}}$), т.е. с дрейфом по долготе в западном направлении. В этом случае для получения высоты орбиты равной высоте ГСО при тормозных коррекциях первую из них следует проводить в апогее. С учетом этого, используя выражение (2), систему (5) перепишем в виде:

$$\begin{cases} \Delta T_1 = -(T_{\text{выб}} + \sum_{i=2}^{N_{\text{кор}}} \Delta T_i) \\ -k_{\pi} \Delta T_1 + k_{\pi} \sum_{i=2}^{N_{\text{кор}}} \Delta T_i = -e_{\text{выб}} \end{cases} \quad (6)$$

Подставляя значение ΔT_1 из первого во второе уравнение, определим требуемое изменение периода обращения при 1-ой коррекции:

$$\Delta T_1 = \frac{1}{2} \left(\frac{e_{\text{выб}}}{k_{\pi}} - \Delta T_{\text{выб}} \right) \quad (7)$$

Как видно из (7), величина ΔT_1 не зависит от конкретной последовательности коррекций, а потому может быть применена для различных вариантов стратегий приведения КА по долготе.

Анализ этого выражения показывает, что при $e_{\text{выб}} = 0$ изменение периода обращения при 1-ой коррекции должно равняться половине величины $\Delta T_{\text{выб}}$. Особым случаем можно считать, когда $e_{\text{выб}} = e^* = k_{\pi} \Delta T_{\text{выб}}$. Очевидно, что в этом случае $\Delta T_1 = 0$ и необходимость проведения 1-ой коррекции полностью пропадает. Этот частный случай соответствует критическому значению эксцентриситета e^* , при котором затраты на уменьшение эксцентриситета полностью совпадают с затратами на коррекцию периода обращения, т.е. соответствует необходимым условиям, принятым в качестве допущения в АОИК.

Следует отметить, что при $e_{\text{выб}} > e^*$ проведение 1-ой коррекции будет приводить к дополнительным энергетическим затратам, обусловленным необходимостью компенсации превышения эксцентриситетом критического значения $\Delta e^* = e_{\text{выб}} - e^*$. При этом коррекция по изменению эксцентриситета должна быть реализована так называемым парным импульсом (разгонным в апогее и тормозным в перигее), который не приведет к результирующему изменению периода обращения. Так при $e_{\text{выб}} = 2e^*$, изменение периода обращения при 1-ой

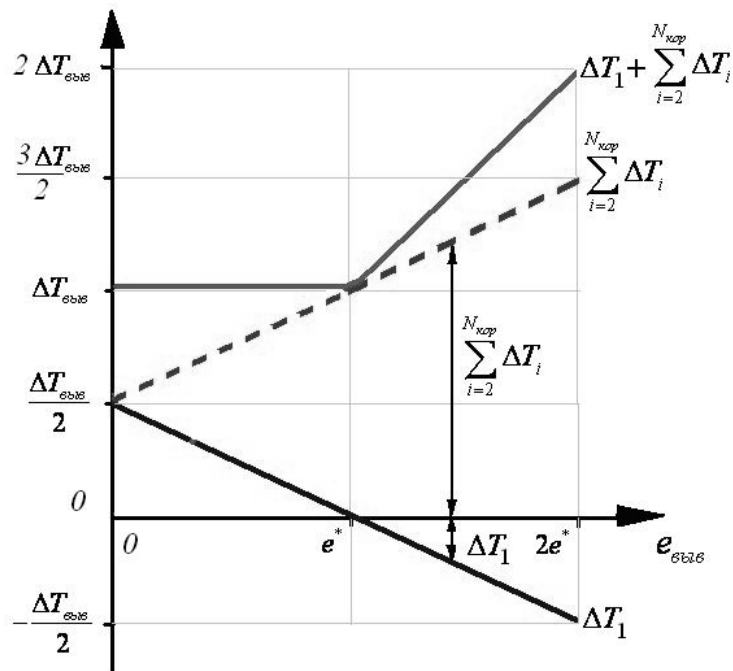


Рис. 7. Изменение периода обращения КА при коррекции от значения эксцентриситета орбиты выведения $e_{обв}$.

коррекции должно равняться значению $\frac{\Delta T_{обв}}{2}$, а общие дополнительные затраты составят величину $\Delta T_{обв}$. Это иллюстрирует и рис. 7, на котором представлены графики зависимости величины изменения периода обращения для 1-ой (ΔT_1) и последующих коррекций ($\sum_{i=2}^{N_{кор}} \Delta T_i$) от значения эксцентриситета орбиты выведения $e_{обв}$.

Следует отметить, что совмещение коррекции эксцентриситета с коррекцией периода обращения позволит сократить суммарное время этапа приведения КА, причем при значениях эксцентриситета орбиты выведения меньше критического значения e^* не потребуется дополнительных затрат топлива на коррекцию эксцентриситета.

Таким образом, для минимизации эксцентриситета и устранения значительных суточных колебаний КА по долготе в конце этапа приведения предлагается ввести в рассчитываемую программу коррекций приведения дополнительную *первую* коррекцию.

Принципиальным моментом при расчете параметров этой коррекции является *целенаправленное* совмещение коррекции периода обращения КА с коррекцией эксцентриситета орбиты. Параметры этой *первой* коррекции могут быть определены следующим образом:

- величина изменения периода обращения ΔT_1 в соответствии с выражением (7);
- точка приложения на орбите корректирующего импульса (апогей или перигей) в зависимости от знака величины $\Delta T_{обв}$.

Параметры последующих коррекций рассчитываются в соответствии с АОИК [1], начальными условиями для которого будут параметры орбиты после *первой* коррекции.

Кроме введения дополнительной *первой* коррекции рассматриваемый комбинированный метод расчета программы коррекций приведения предусматривает повышение точности расчетов за счет использования численной модели прогнозирования активного движения центра масс КА, а также возможности задания различной продолжительности интервалов между коррекциями при расчете оптимальной импульсной коррекции.

Предлагаемый комбинированный метод програм-

мно реализован и может быть использован для расчета параметров коррекций приведения как на этапе проектирования геостационарных КА, так и непосредственно для управления при их эксплуатации.

В качестве примера результатов работы данной программы и демонстрации эффективности предлагаемого метода на рис. 8 – 10 представлены графики, аналогичные рассмотренным выше на рис. 1 – 4. При этом исходные данные соответствуют рассмотренному выше варианту приведения КА с долготы 90° в.д. в точку «стояния» ГСО 76° в.д. Отличаются только интервалы между коррекциями, причем общее время приведения в данном примере уменьшено с 21 до 13 суток.

Графики изменения гринвичской долготы подспутниковой точки $\lambda_{КА}$ на рис. 8, оскулирующего периода обращения КА $T_{оск}$ и эксцентриситета e на рис. 9 построены для варианта отработки номинальной программы коррекций.

Из графика изменения эксцентриситета e видно, что в конце этапа приведения его значение практически уменьшается до нуля. Следствием этого являются и незначительные суточные колебания долготы подспутниковой точки $\lambda_{КА}$ в конце этапа приведения, показанные на рис. 10.

Наряду с непосредственным расчетом параметров коррекции важное значение имеет контроль результатов найденного решения. Особенно это важно при управлении функционирующими КА.

Для моделирования рассчитанной программы коррекций и контроля результатов ее применения используется точная модель прогнозирования движения центра масс, использующая численное интегрирование с учетом всех основных возмущающих факторов и управляющих воздействий. Анализ результатов моделирования позволяет принять решение о возможности ее реализации, либо об ее дальнейшем уточнении. Такое уточнение может потребоваться, например, для компенсации систематической ошибки метода расчета оптимальной импульсной коррекции, обусловленной использованием упрощенной модели движения КА.

На рис. 11 представлен график изменения гринвичской долготы $\lambda_{КА}$ в конце этапа приведения при моделировании предельных ошибок δ_T и $\delta_{кор}$. Как видно из этого графика, даже при реализации предельных значений рассматриваемых ошибок обеспечивается продолжительное нахождение КА в заданной трубке долгот. Незначительный же выход из трубки кривых «3», «6», «9» (см. табл.1) можно устранить, если в качестве

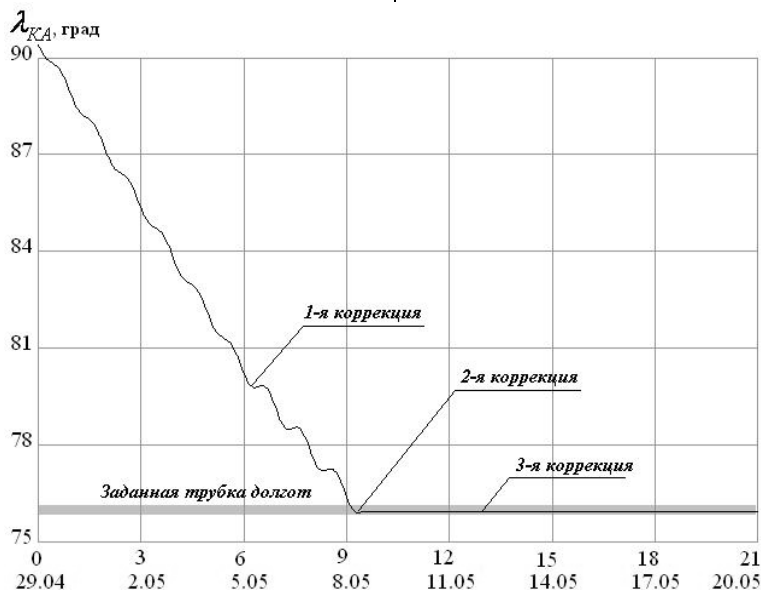


Рис. 8. Изменение гринвичской долготы КА $\lambda_{КА}$.

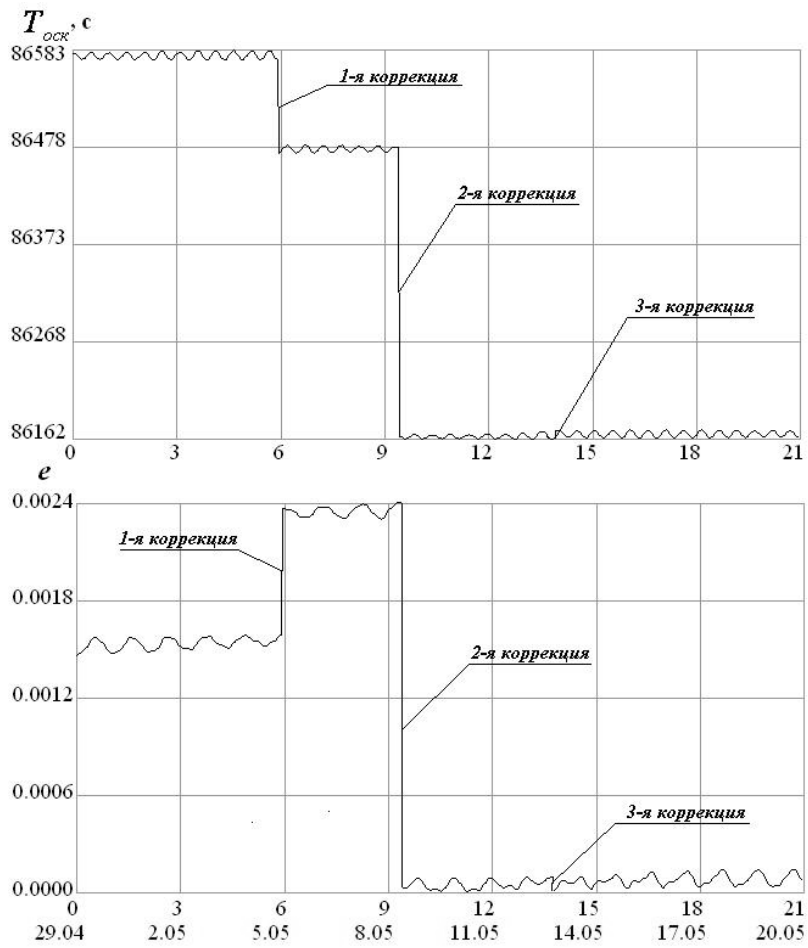


Рис. 9. Изменение оскулирующего периода обращения КА $T_{оск}$ и эксцентриситета орбиты e .

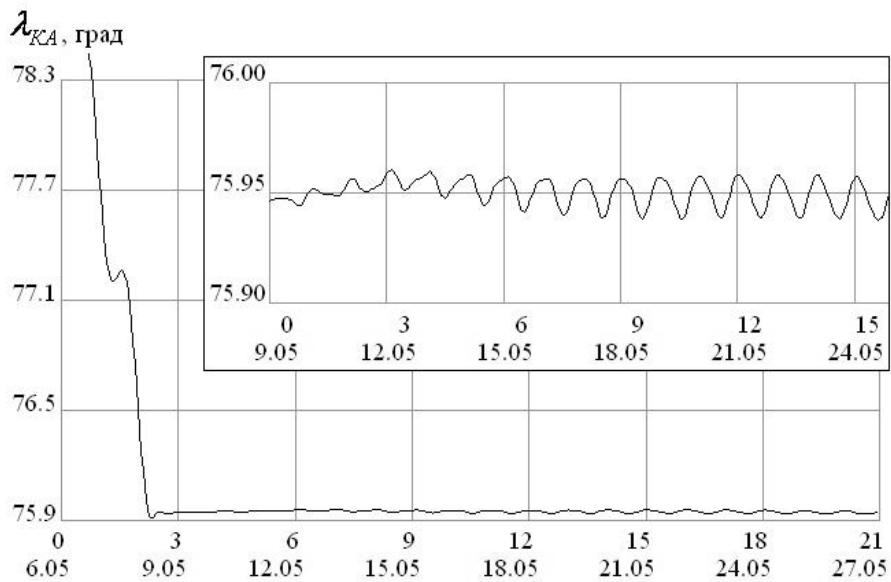


Рис. 10. Изменение гринвичской долготы КА $\lambda_{КА}$ в конце этапа приведения.

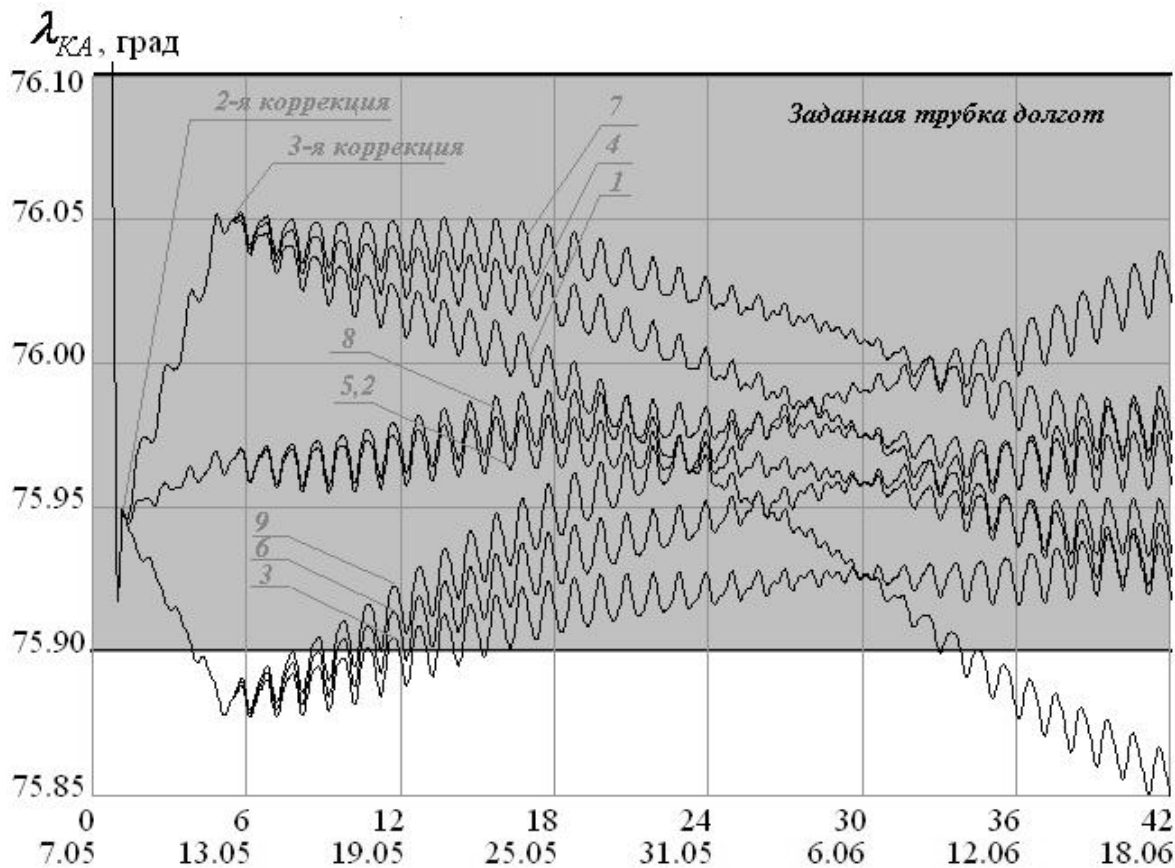


Рис. 11. Изменение гринвичской долготы $\lambda_{КА}$ в конце этапа приведения при моделировании предельных ошибок δ_T и $\delta_{кор}$.

номинального значения долготы точки «стояния» КА λ_{mp} в исходных данных для расчета принять значение $\lambda_{mp} = 76,03^\circ$.

Следует отметить, что графическое представление результатов решения существенно облегчает их анализ и контроль, а так же способствует повышению оперативности их реализации.

Библиографический список

1. Лебедев А.А., Красильщиков М.Н., Мальшев В.В. Оптимальное управление движением космического летательного аппарата. М.: Машиностроение, 1974. 200с

Организация испытаний интегрированного бортового комплекса управления космического аппарата



Зайко
Юрий Константинович
директор Центра
НПО им.С.А.Лавочкина



Архангельский
Роман Николаевич
начальник отдела
НПО им.С.А.Лавочкина

Р.Н.Архангельский, Ю.К.Зайко

Анализируется опыт проведения испытаний интегрированных бортовых комплексов управления космических аппаратов научного назначения, которые стали основой всех последних разработок, выполняемых в НПО им. С. А. Лавочкина при реализации перспективных космических программ. Предложенные методы организации испытаний позволили сделать шаг к восстановлению на предприятии технологии испытаний научных космических аппаратов на новых принципах, соответствующих современному развитию электронных и программных систем, применяемых как БКУ, так и в отдельных бортовых системах.

Ключевые слова: интегрированный бортовой комплекс управления космического аппарата, технология испытаний научных космических аппаратов, организация испытаний бортового программного обеспечения.

Test management of SC integrated onboard control complex. R.N.Arkhangel'skiy, Y.K.Zaiko

The article presents analysis of test heritage of integrated onboard control complexes of scientific SC, which has laid the groundwork for all recent developments, performed by Lavochkin Association for implementation of challenging space programs. Proposed test management methods enabled to make next step in restoration of scientific SC test technique based on new principles, corresponding to the current state of electronic and software systems, used both for onboard control complexes and other onboard systems.

Key words: SC integrated onboard control complex, test technique of scientific SC, test management of onboard software.

1. История вопроса

Разнообразная и длительная деятельность нашего предприятия связана в значительной степени с реализацией программы полетов к Луне, Марсу, Венере, долгоживущими астрофизическими миссиями. Каждая такая миссия или программа имела свои уникальные технические черты, новую цель, разнообразный набор исследовательской аппаратуры. Предприятие имело способность силами конкретных специалистов выполнить работу по проектированию и реализации уникальных и, как правило, одноразовых космических экспедиций. Во второй половине 1990-х годов в силу самых различных причин эти направления были приостановлены и

только с 2004 года возобновлены. И теперь, в 2009 году, НПО им. С.А. Лавочкина все ближе приближается к восстановлению статуса предприятия, обеспечивающего разработку, испытания и эксплуатацию разнообразных автоматических космических аппаратов научного или хозяйственного назначения. Но 15 -20 лет, которые прошли со времени предыдущих запусков, вызывают значительные трудности в работе. В первую очередь, потеряно подавляющее количество специалистов, которые занимались разработкой и испытаниями научных КА. Во-вторых, произошла существенная модернизация бортовой аппаратуры космических аппаратов, которая обусловила принципиальное изменение алгоритмов управления и испы-

таний КА. Двадцатилетняя пауза в запусках космических аппаратов в дальний космос и астрофизических аппаратов создала разрыв в технологии создания КА. Плохо учитывается то, что в первую очередь существенное развитие получила бортовая электроника, и в особенности, построенные на ней бортовые вычислители и устройства электроавтоматики. В результате функциональность космического аппарата постепенно сконцентрировалась в интегрированном бортовом комплексе управления, который взял на себя большую часть задач основных систем космического аппарата. Данная публикация о том, что понимать под интегрированным бортовым комплексом управления, почему он развивается и как с ним работать.

2.Понятие интегрированного бортового комплекса управления.

2.1. Понятия и определения.

Наименование данного раздела требует объяснения по крайней мере двух терминов:

- а) что такое «бортовой комплекс управления» и
- б) что такое «интегрированный»

Термин «бортовой комплекс управления» возник постепенно, по мере развития электроники борта. Сначала говорили о «системе управления» космическим аппаратом, подразумевая под этим в основном управление ориентацией КА, содержащей набор наиболее сложных алгоритмов. Затем появились термины «бортовой управляющий комплекс» и «управляющий информационный комплекс». В обеспечение этих наименований на КА появлялись все более сложные и производительные бортовые вычислители, использовавшие в своей работе скорее аналоговые, чем цифровые датчики ориентации. Постепенно бортовые вычислители начали выполнять не только задачи ориентации. Понятие цифровых массивов и числовых команд стало разбавлять измерительную информацию от аналоговых датчиков и сокращать количество функциональных (читай, аналоговых или релейных) команд управления.

В процессе компьютеризации борта было пройдено несколько этапов. Сначала отдельные вычислители начали использоваться не только для управления ориентацией, но и для выполнения простейших алгоритмов управления системами жизнеобеспечения КА, а также в составе системы сбора телеметрии. Отдельные вычислительные системы использовались и используются для организации функционирования целевой аппара-

туры. Затем вычислительное устройство появилось в составе бортового радиокомплекса. Это дало уменьшение веса и энергопотребления, а также значительно увеличило количество автономно работающих бортовых алгоритмов, что привело к появлению нескольких относительно независимых по составу задач интеллектуальных бортовых систем, координирующими свою работу. Так как для надежности каждая система должна обеспечиваться дублированным или троированным вычислителем, то организация взаимодействия стала достаточно сложной и, как следствие, не слишком надежной. Ситуация осложнялась тем, что отдельные бортовые вычислительные системы разрабатываются в различных организациях, которые использовали различные типы бортовых вычислителей и различные способы организации бортовых вычислительных процессов.

С определенной степенью приближения можно считать, что бортовой комплекс управления возник, как первый шаг интеграции в рамках одного мощного вычислителя информационных задач, распределенных по различным системам. Сначала объединились задачи управления ориентацией (и коррекцией траектории КА) и системами жизнеобеспечения (в основном, имеются в виду управление тепловыми режимами и контроль состояния энергосистемы). В приложении к космическим аппаратам НПО им. С.А. Лавочкина, такая интеграция имеет место в БКУ, используемом для КА «Электро» и «Спектр» и в разгонных блоках «Фрегат». Будем считать, что просто «бортовой комплекс управления» является вычислительной системой, обеспечивающей выполнение перечисленных выше задач.

Объединение в бортовом комплексе управления функций большого количества вычислительных систем приводит к более высокой степени его интеграции. Т.е. получается «интегрированный БКУ». Основной характеристикой «интегрированного БКУ» можно считать то, что его функционирование организовано таким образом, что отказ такого БКУ приводит к отказу (потере) функций всех бортовых систем, функции которых были интегрированы в БКУ. Чем больше функций интегрировано в БКУ, тем меньше работоспособных элементов останется на КА в случае отказа БКУ.

2.2. Актуальность интегрированного БКУ

На первый взгляд, стремление к интегрированному БКУ деструктивно, так как мы получаем систему, работоспособность которой обязательна

для сохранения функционала КА в целом. Но, как ни странно, космические аппараты, построенные по принципу взаимодействия дезинтегрированных вычислительных систем, тоже теряют свою целевую функциональность при отказе любой из систем. Единственное свойство, которое сохраняется, это большее количество возможностей для анализа причин отказа, но ни одна основная система не может заменить собой функционирование какой-либо другой системы, т.к. в этом случае приходится вернуться снова к интеграции функций, от которой перед этим отказались.

Необходимо отметить, что интеграция не означает, что осуществляется объединение всех алгоритмов в рамках одного вычислителя, пусть даже троированного или четверированного. Скорее, появляется понятие главного вычислителя, который выполняет и все главные алгоритмы. Если использовать программирование в качестве аналогии, то можно считать что главный вычислитель – это главная программа, а к остальным вычислителям он обращается, как к подпрограммам.

В следующем разделе мы будем иметь в виду интегрированный БКУ, который состоит из главной и второстепенных вычислительных систем, которые обеспечивают выполнение задач ориентации и коррекции, управления системами жизнеобеспечения и электроавтоматики и задач телеметрической системы. Такой БКУ является прототипом системы, разрабатываемой для КА «Фобос-Грунт» и некоторых других программ дальнего космоса.

3. Структурная схема интегрированного БКУ

Структурная схема интегрированного БКУ представлена на рис.1. Отметим главные концептуальные особенности, свойственные интегрированному БКУ в его современном состоянии:

А) Датчики ориентации являются автономными вычислительными устройствами, формирующими необходимую измерительную информацию, не требующую дополнительной обработки.

Б) Устройства электроавтоматики подключаются к бортовому процессору по специальной шине и, фактически, составляют вместе с ним бортовой компьютер. Примерно также и бытовой наземный процессор, к которому добавлена материнская плата, адаптеры на шине PCI и интерфейс USB, становится полуфабрикатом бытового компьютера, к которому осталось добавить, например, мышь, клавиатуру, монитор и жесткий диск, соответствующие вкусам и возможностям потребителя. Обычно, устройства электроавтоматики включают в свой состав микроконтроллеры или программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС) и набор электрических схем с управляемыми или опрашиваемыми устройствами и датчиками, входящими в состав систем КА. Эти электрические схемы (или согласующие элементы) нужны в силу того, что ни главный процессор, ни микроконтроллер, ни ПЛИС не могут непосредственно, с помощью команд процессора взаимодействовать с большинством из используемых на КА устройств и датчиков. Это относится к таким устройствам, как клапаны двигательной

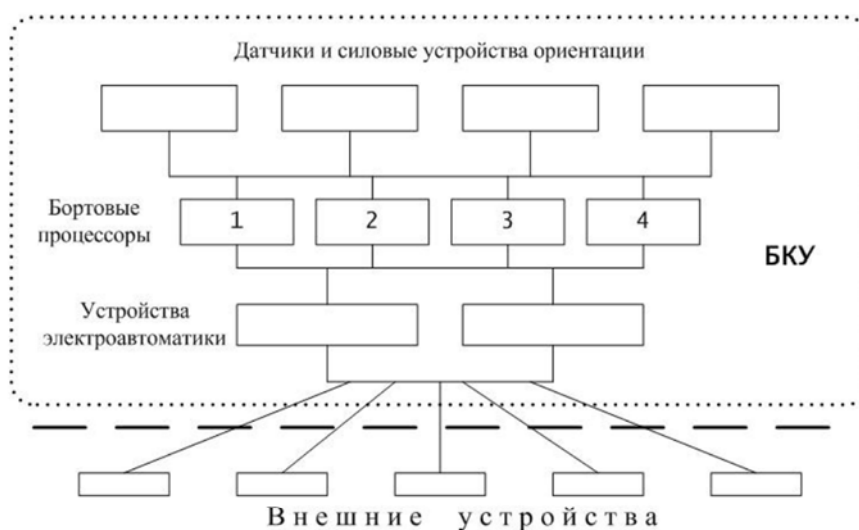


Рис.1. Структурная схема интегрированного БКУ

установки, аналоговые датчики температур и давления, нагреватели, схемы подрыва пироклапанов и пиропатронов и блоки подачи первичного питания в составе многих приборов. Будем называть их внешними устройствами БКУ.

Перечисленные в предыдущем предложении внешние устройства, собственно, формируют вместе с интегрированным БКУ почти полную электрическую схему космического аппарата. Осталось добавить только систему электроснабжения (СЭС) и бортовой радиокомплекс (БРК), чтобы получилась полная схема служебных систем КА. Следует отметить, что вопрос интеграции в состав БКУ контроллеров, управляющих работой СЭС и БРК, также стоит на повестке дня и на некоторых малых аппаратах уже реализуется.

Таким образом, на структурной схеме БКУ (Рис.1) мы имеем три основных элемента из состава самого БКУ (датчики и силовые исполнительные органы системы ориентации, БЦВМ и устройства электроавтоматики) и внешние устройства.

4. Цели испытаний БКУ

Необходимо поставить одну, но комплексную цель испытаний – убедиться в правильности реализации в БКУ всех необходимых в полете КА режимов функционирования и электрического контроля и управления. Указанную комплексную цель испытаний можно разделить на выполнение двух относительно независимых задач проверки:

1) Проверка функционирования алгоритмов БКУ, составляющих бортовое программное обеспечение.

2) Проверка электрического взаимодействия устройств электроавтоматики с внешними устройствами.

5. Организация испытаний бортового программного обеспечения интегрированного БКУ

Вопрос обеспечения полноты испытаний бортового ПО дискутируется давно. Но уже понятно, что достигнутая степень сложности программного кода делает невозможным доказательство абсолютного отсутствия ошибок, тем более, если в качестве такого доказательства требуется представить результат проверки правильности функционирования по всем миллиардам логических ветвлений, теоретически возможным при выполнении бортовой программы.

Поэтому необходимо ограничиваться проверкой корректности функционирования в соответ-

ствии с последовательностью операций, определенной для штатных режимов и основных (т.е. имеющих четкое определение) нештатных режимов работы БКУ.

Однако, очень важно обеспечить такие условия проверки, которые позволили бы убедиться в корректной работе алгоритмов в процессе реального полета. Но наиболее сложные алгоритмы управления КА, связанные с управлением его движением и контролем этого движения, не могут быть проверены, если космический аппарат стоит на Земле. Потому что невозможно обеспечить его вращение, как в космическом пространстве, а звездный датчик не может видеть движущихся звезд, поскольку мешает не только наличие земной атмосферы, но и крыша испытательного корпуса.

Для того, чтобы бортовые алгоритмы обрабатывали правильную измерительную информацию и формировали реальные сигналы управления при испытаниях БКУ, необходимо применять различные методы моделирования. Первый и наиболее популярный в настоящее время метод моделирования использует то обстоятельство, что практически все применяемые датчики ориентации и силовые органы управления подключаются к бортовому вычислителю по каналу МКО. Для проверки алгоритмов функционирования БКУ, как бы в условиях космического пространства, на канал МКО подключается такое количество персональных компьютеров (укомплектованных специальными платами, работающими, как оконечное устройство шины МКО), сколько приборов и устройств работает на этом канале на реальном космическом аппарате. Затем на персональном компьютере устанавливается математическая модель датчика или прибора, которая формирует для бортового вычислителя необходимую измерительную информацию. Если математическая модель датчика абсолютно соответствует функционированию реального прибора, то проверка бортовых алгоритмов в указанной схеме моделирования обеспечивает достаточно полный и объективный уровень проверки бортового ПО. Но достижение полного соответствия затруднительно, т.к. датчики и силовые приборы могут разрабатываться в различных организациях, и модели не совсем верно учитывают различные аппаратные особенности их функционирования. И все же данный метод является достаточно точным и подтвердил свою эффективность при проведении испытаний

ПО интегрированного БКУ.

Второй способ организации моделирования является развитием первого. Вместо разработки математической модели приборов используются реальные приборы, для которых моделируются реальные условия их функционирования. Так, например, датчики угловой скорости устанавливаются на поворотную платформу, и это позволяет имитировать вращение всего космического аппарата. Для звездного датчика изготавливается имитатор звездного неба, оптически согласованный с оптикой прибора. Второй способ, в отличие от первого, позволяет при испытаниях использовать реальные приборы из состава БКУ, вместо использования их математических моделей. В обоих способах разрабатывается специальная программная оболочка, содержащая сценарий моделируемого этапа работ и обеспечивающая информационный обмен и синхронизацию работ для математических имитаторов приборов и для имитаторов внешней среды функционирования этих приборов. На Рис.2 приведен пример организации отработки алгоритма стабилизации положения КА в трехосной ориентации с использованием звездного датчика (БОКЗ), датчиков угловой скорости (БИБ) и двигателей-маховиков. В этом примере:

ОБ – «Оболочка» – программа на РС, моделирующая угловое движение, рассчитывающая показания БОКЗ и БИБ, а также отображающая точностные параметры процесса стабилизации.
 БМ – бортовая машина.

Взаимодействие ОБ и БМ обеспечивается путем файлового обмена. На рисунке, представленном ниже, приведены упрощенные циклограммы работы ОБ и БМ. Короткими стрелками обозначены операции чтения из файлов, длинными – формирование записи в файлы.

Имитация данных БОКЗ и БИБ осуществляется ОБ путем формирования файлов forBOKZ.dat и forBIB.dat, содержащих показания БОКЗ и БИБ в оговоренном формате.

БМ производит включение БОКЗ раз в T_{TV} . Эти моменты показаны на рисунке верхними «семафорами». При этом БМ получает от БОКЗ данные прошлой экспозиции. В нашем случае они читаются из файла forBOKZ.dat.

Всякий раз после получения «значимых» данных БОКЗ (то есть при каждом втором включении БОКЗ) БМ производит расчет программы стабилизации на интервале, который начинается практически в момент расчета и заканчивается к моменту следующего запуска БОКЗ. Эта программа записывается в бинарный файл STABIL.DAT.

ОБ на основании данных чтения из файла STABIL.DAT и собственной информации о начальных условиях производит численное интегрирование параметров углового движения. Попутно ОБ формирует файлы forBOKZ.dat и forBIB.dat с прогнозируемыми показаниями БОКЗ и БИБ на момент следующего запроса (то есть через T_{TV}).

Важным выводом рассматриваемой технологии проверок бортового ПО БКУ является то, что

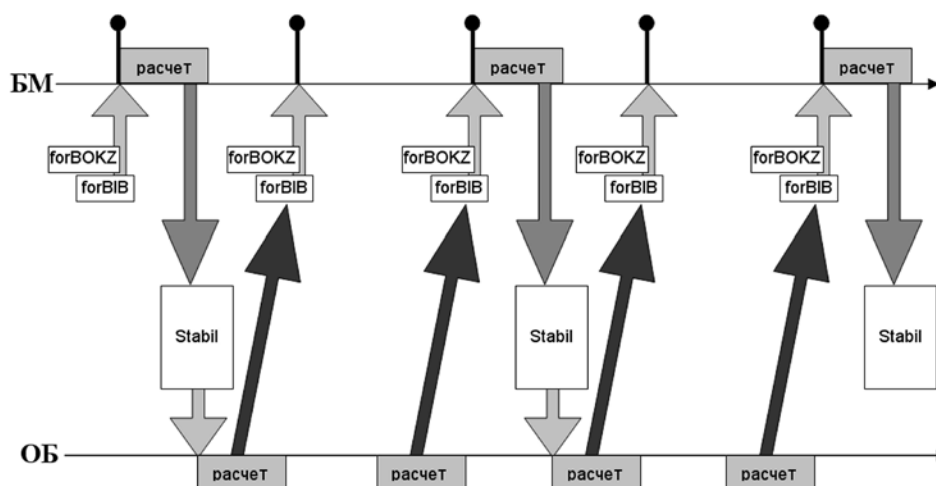


Рис. 2. Организация отработки алгоритма стабилизации положения КА

основная отработка выполняется не в составе КА, а на специализированном стенде с помощью специальных математических моделей и аппаратно-программных имитаторов.

Особенностью отработки является также то, что датчики в современном БКУ являются интеллектуальными, т.е. обеспечивают измерительную информацию, адаптированную к алгоритмам системы ориентации. Смысл любого хорошо интегрированного решения достигается за счет предварительной дезинтеграции и структуризации системы. На этом этапе отдельные, логически завершённые операции реализуются в отдельных автономных подсистемах, обеспечивающих информацией центральный вычислитель. При испытаниях БКУ в целом не проверяются функции отдельных датчиков и подсистем, поскольку их отработка является отдельной задачей, выполняемой на предыдущем этапе испытаний. Интеллектуальность подсистемы как раз и является гарантом достаточности таких проверок для констатации ее корректной работы.

6. Проверка электрического взаимодействия устройств электроавтоматики БКУ с внешними устройствами.

Предмет проверок, о которых говорится в данном разделе, конечно, не внешние устройства, а правильность работы с этими устройствами системы электроавтоматики, входящей в состав БКУ. Это и есть цель проверок, осталось только определить, как ее достигнуть, не тратя лишних средств и в короткое время.

Возвращаясь к Рис.1, отметим, что в проверках участвуют в основном три элемента: процессоры, устройства электроавтоматики и внешние устройства.

Но есть еще один элемент этой схемы, который никак не поименован, но нарисован. Черные соединительные линии на рисунке – это не просто объяснение взаимодействия отдельных прямоугольников. На самом деле, линии – это бортовая кабельная сеть, которая также является самостоятельной системой, подлежащей проверке.

Можно считать, что электрическое взаимодействие будет обеспечено штатным образом, если:

- устройства электроавтоматики правильно реализуют электрические параметры взаимодействия с внешними устройствами;
- внешние устройства работают в соответствии с согласованными электрическими параметрами;
- кабельная сеть соответствует электрической схе-

ме и изготовлена качественно.

Для полной электрической проверки взаимодействия необходимо собрать весь космический аппарат. Учитывая то, что космический аппарат в сборе доступен достаточно короткое время, лишь за несколько месяцев до запуска, на хорошую отработку электрического аппарата времени никогда не бывает в достатке. Это проблема не только НПО им. С.А. Лавочкина, но и всех отечественных предприятий, являющихся головниками при сборке КА. Чтобы минимизировать проблемы недостаточной комплексной отработки, принимаются самые различные меры. В первую очередь – это изготовление технологического космического аппарата, который является относительно точной копией реального. Но у этого решения есть много недостатков в преломлении к космическим аппаратам НПО им. С.А. Лавочкина. Во-первых, они являются уникальными, т.е. технологический аппарат должен каждый раз создаваться заново. Во-вторых, они являются дорогими и сложными, что приводит к значительному удорожанию проекта, если изготавливается еще и технологический аппарат. Есть и другие методы, которые сводятся к проведению частных «комплексных» испытаний, выполняемых по мере готовности отдельных бортовых систем, взаимодействующих с БКУ.

Преимущество интегрированного БКУ состоит в том, что все устройства электроавтоматики интегрированы в одном пуле, управляемом со стороны центрального процессора. Т.е. проверка работоспособности устройств электроавтоматики становится автономным вопросом проверок интегрированного БКУ. Если будет обеспечиваться и автономная проверка внешних устройств, то при проведении комплексных испытаний на собранном космическом аппарате фактически проверяется только бортовая кабельная сеть (БКС), поскольку устройства на обоих концах БКС должны иметь документальное и техническое подтверждение своего штатного функционирования.

У устройств электроавтоматики и внешних устройств есть одно очень важное свойство – они симметричны друг другу. При этом разработка устройств электроавтоматики выполняется после определения состава и количества внешних устройств. Состав внешних устройств (типы клапанов, датчиков нагревателей с различным номиналом и т.д.) при переходе от разработки одного КА к другому меняется незначительно. Гораздо более

существенно изменяется их количество. Это означает, что не очень существенно изменяются и электрические схемы согласующих элементов в составе устройств электроавтоматики, но для различных КА существенно изменяется количество согласующих элементов. В свою очередь, БКС для каждого КА является уникальной, поскольку она очень в значительной степени зависит от количества внешних устройств и их конструктивного расположения на конкретном КА, а именно это и является различным на различных КА.

Для проведения автономных испытаний устройств электроавтоматики интегрированного БКУ используются два основных метода.

Первый метод состоит в разработке специальных электрических имитаторов внешних устройств, подключаемых к устройству электроавтоматики с помощью специальных технологических фрагментов кабельной сети. Выгода этого метода в том, что количество разрабатываемых электрических имитаторов равно количеству различных типов внешних устройств с точки зрения электрических параметров. Но нет необходимости дублировать эти имитаторы в том количестве, в каком соответствующие внешние устройства устанавливаются на КА, т.к. как правило достаточно обеспечить последовательную проверку всех ответных схем в устройстве электроавтоматики с помощью одного имитатора. Разработка имитаторов связана с определенными издержками, но они изготавливаются в небольшом количестве и могут использоваться при испытаниях нескольких космических аппаратов.

Второй метод состоит в обеспечении измерения электрических характеристик устройств электроавтоматики самими этими устройствами. Недостаток данного метода в том, что он приводит к усложнению электрической схемы устройств автоматики, увеличению веса и энергопотребления. Но наличие разнообразных миниатюрных датчиков Холла, использование вычислительных ресурсов ПЛИС и контроллеров, управляющих работой устройства, позволяет минимизировать этот недостаток. Но взамен приобретает важное положительное качество устройства электроавтоматики, которое дополняется средствами самоконтроля, которые могут быть использованы не только при проведении наземных испытаний, но и в полете.

На практике наиболее эффективный результат контроля достигается комбинированным использованием обоих методов. Но более важным является

то, что данные методы контроля позволяют отказаться от активно используемой при наземных испытаниях технологии изготовления кабелей-вставок, которые обеспечивают подключение штатной БКС к аппаратуре электрического контроля. Уже было отмечено, что как раз БКС, а следовательно и соответствующие ей кабели-вставки имеют крайне незначительную степень преимущества при переходе от одного аппарата к другому. Поэтому добавление кабелей приводит не только к созданию условий контроля электрических параметров, но и увеличивают количество контролируемых параметров в разы.

Необходимо отметить, что при любом способе организации проверок БКУ, следует использовать бортовой компьютер или его имитатор, взаимодействующий с устройствами электроавтоматики. Тем самым обеспечивается проверка всего тракта исполнения электрических команд управления и опроса аналоговых, сигнальных и цифровых датчиков.

7. Выводы

1. Интеграция функций бортовых систем в составе БКУ должна сопровождаться интегрированной технологией испытаний.

2. Предложенная технология испытаний должна обеспечивать полную проверку систем КА, кроме бортовой кабельной сети, проверяемой на завершающей стадии комплексных испытаний.

Библиографический список

1. *Микрин Е.А., Кнутов А.С.* Использование диагностической системы для наземного комплекса отработки бортового программного обеспечения КА // Вестник компьютерных и информационных технологий, 2005.- №12.- С. 45-47
2. *Микрин Е.А.* Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения.- МГТУ им. Н.Э. Баумана.- 2003.- 336 с.
3. *Туркин И., Лучшев П., Перекопский И. и др.* Компонентная модель программного обеспечения для испытаний бортовых систем космического аппарата. // Современные технологии автоматизации, 2006.-№1.- С.66
4. *Калошин А.М., Пчелинцев Л.А., Кузнецов И.И. и др.* Наземная отработка космических аппаратов.- Москва, КомКнига.- 2005.- 176 с.
5. *Лисицын В.Л., Точиллов Л.С.* Организация стендовой отработки ПО МКА // XXXIII Академические чтения по космонавтике.- Москва, 2009.- С. 40

К вопросу юстировки остронаправленной антенны по Солнцу в системе координат поворотного устройства с горизонтальными осями X-Y



Машков
Василий Иванович
ведущий специалист
НПО им.С.А.Лавочкина

В.И. Машков

На основе предложенной методики юстировки наземной антенны по условно неподвижному Солнцу рассмотрены особенности реализации необходимых технологических операций, предшествующих вводу в эксплуатацию антенной системы на поворотном устройстве с горизонтальными осями X- Y. Приведена информация о реальных отечественных системах такого типа. Рассмотрены экспериментально проверенные аппаратные средства реализации контроля технического состояния системы. Библ. 4. Илл. 6.

Ключевые слова: юстировка остронаправленной антенны по Солнцу, поворотное устройство с горизонтальными осями X-Y.

About the question of HGA co-alignment the San in co-ordinate system of rotating mount with horizontal X-Y axes. V.I. Mashkov

Features of realization of necessary technological operations done before putting into exploitation of antenna system on rotating mount with horizontal X-Y axes are described based on proposed methodology of the ground antenna co-alignment on conditionally fixed Sun. Data on real domestic systems of such a type is given. Experimentally proved equipment control devices of the system technical conditions realization are foreseen. Lib. 4. Fig. 6.

Key words: high gain antenna co-alignment on Sun, rotating mount with horizontal X-Y axes.

Бурное развитие космической техники повлекло за собой не менее бурное развитие радиолиний космической связи, одним из основных компонентов которых являются наземные антенные системы. Обзор состояния больших антенн начального периода этого развития дал в своей книге А.М. Покрас [1].

Для перенацеливания антенн в верхней полусфере в общем случае применяют поворотные устройства трёх типов:

а) азимутально-угломестные, где повороты антенны осуществляются относительно двух взаимно-перпендикулярных осей X-Z, как показано на рис. 1-а;

б) устройства «карданного» типа, где повороты антенны могут осуществляться относительно двух взаимно-перпендикулярных горизонтальных осей X-Y как показано на рис. 1-б;

в) устройства («полярный» привод), где повороты антенны могут осуществляться относительно двух взаимно-перпендикулярных осей X-Y так, что ось Y («полярная») в точке приёма устанавливается за счёт разворота относительно оси X («широтной») фиксировано и параллельно Полярной оси, как показано на рис. 1-в.

Со временем азимутально-угломестная система получила большее распространение, она конструктивно проще и более отработана, чем система с осями X-Y. Поворотные устройства, где повороты антенны могут осуществляться относительно двух взаимно-перпендикулярных горизонтальных осей X-Y, востребованы в наземной инфраструктуре космических радиолиний для обеспечения радиосвязи с летательными аппаратами, траектории движения которых располагаются вблизи местного направления в зенит.

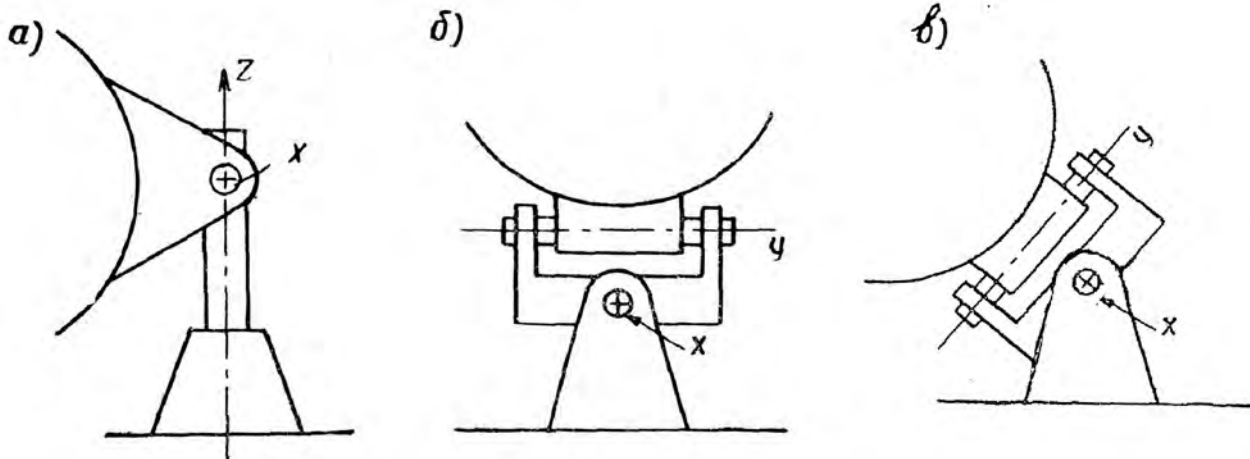


Рис.1

Чтобы устранить недостаток азимутально-угломестных систем в виде «мёртвой зоны» вблизи зенитного направления, для проекта «Эхо-1» в Голдстоуне (США, Калифорния) фирма «Bell» разработала и изготовила в августе 1960 года поворотное устройство с осями X-Y для передающей антенны S-диапазона (рабочая частота 2390 МГц), имеющей диаметр 26 метров [3,4]. Это по известным публикациям в технической литературе первая реальная разработка такого типа. На рис.2 представлен общий вид этой антенны по фотографии, приведённой на рис. 2.4 в [1]. В технической литературе отсутствует информация о том, как фирма Bell решала задачи определения погрешностей в процессе изготовления, монтажа и наладки, чтобы обеспечить точное наведение антенны с диаграммой направленности, имеющей ширину на уровне (-3dB) порядка десятка угловых минут.

С каждым годом стремительно увеличивается парк наземных антенн. При этом большие и новые антенны в силу дороговизны при их создании и эксплуатации – большая редкость. Основная часть этого парка состоит из антенн с диаметрами 2...10 метров. Это относится как к мобильным, так и к стационарным системам связи с летательными аппаратами. Ещё в начале 60-х годов прошлого века в СССР на НИПах были введены в эксплуатацию радиосистемы «Марс», имевшие антенны диаметром 5м, наводимые поворотными устройствами «карданного» типа.

Примером современного применения в отечественных стационарных системах связи с летательными аппаратами устройств, где повороты антенны могут осуществляться относительно двух

взаимно-перпендикулярных горизонтальных осей X-Y, в отечественной практике могут служить разработанные ИТЦ «СканЭкс» антенные системы для приёмных станций ПС-24 и ПС-36.

В НПО им. С.А. Лавочкина, начиная с 2000-го года, В.П. Киселёвым и В.Н. Моториным для параболических антенн различных диаметров разрабатываются опорно-поворотные устройства, где повороты антенны также могут осуществляться относительно двух взаимно-перпендикулярных горизонтальных осей X-Y. НПО им. С.А. Лавочкина на основе выполненных в этом направлении разработок изготавливает и поставляет антенные системы АП 3,7 – 3001 – 0 и АП 3,7 – 3002 – 0 для станций ПС-3 в составе универсальных пунктов приёма и обработки информации.

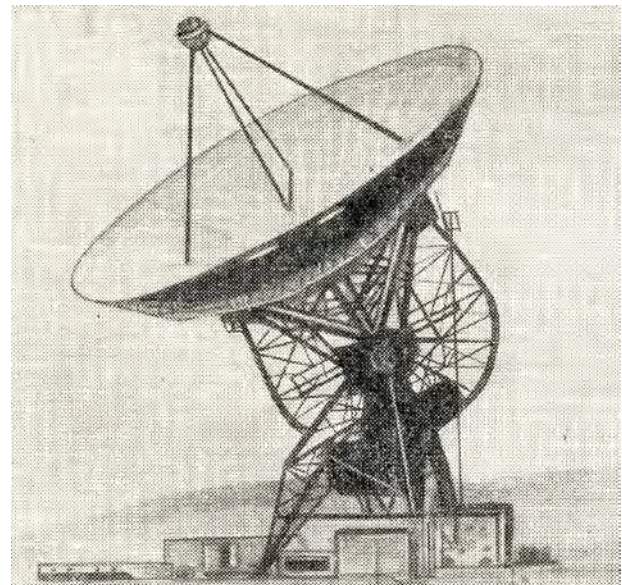


Рис.2

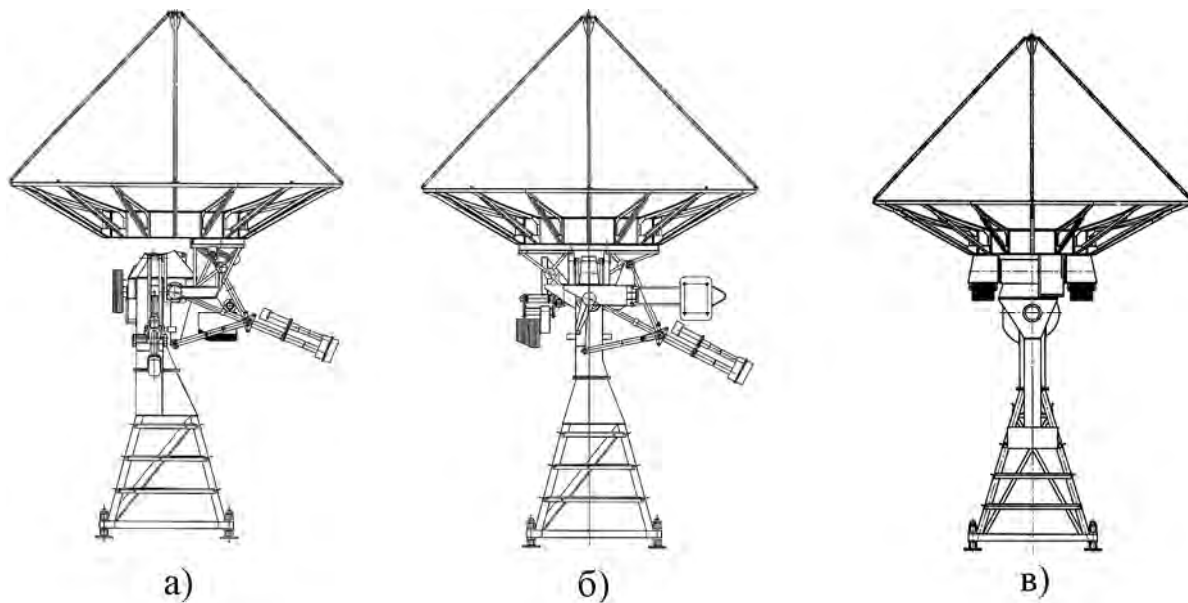


Рис.3

Внешний вид АП 3,7 – 3002 – 0 можно представить по изображению двух его проекций на рис. 3 (а, б).

Помимо этого в 2004-м году для собственного ЦУП на территории ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина была изготовлена и смонтирована антенная система АП 3,7–3002–0. А в 2005-м году на станции приёма информации в г. Железногорск Красноярского края была введена в строй такая же антенная система с диаметром параболоида 3,7 метра. На основе практического опыта по изготовлению и эксплуатации упомянутых антенных систем в НПО им. С.А. Лавочкина разработана новая базовая модификация АПЗ–3002–0 (см. рис.3-в), которая в первую очередь была изготовлена для НЦ ОМЗ (г. Москва) и введена в эксплуатацию в 2008-м году (рис. 4). В 2009 году аналогичная антенная система S-диапазона смонтирована (рис. 5) и введена в эксплуатацию в Гвианском космическом центре «космодром Куру» (Французская Гвиана). Антенная система АСП.2УМ.П.5000.2190.0 с диаметром параболоида 5 метров на базовом опорно-поворотном устройстве изготавливается для станции приёма информации в г. Железногорск Красноярского края.

Уменьшение диаметра антенны (увеличение ширины диаграммы направленности) создает, конечно, меньшую «напряжённость» с точностями наведения. Но, тем не менее, как показывает опыт реальной работы по представленной выше группе реализованных разработок НПО им. С.А. Лавочкина, проблемы остаются. В процессе проектирования,

изготовления, отладки и эксплуатации опорно-поворотных устройств, безусловно, должны прорабатываться технические возможности и их применение для подтверждения заданных параметров функционирования антенной системы в части обеспечения высокого качества канала связи.



Рис.4



Рис.5

Серьёзность и грамотность решения задачи создания опорно-поворотного устройства состоит в том, чтобы в произвольный момент времени в процессе монтажа, отладки или эксплуатации было бы можно легко ответить на все возникающие вопросы по поводу достоверности работы опорно-поворотного устройства и правильности (погрешности) наведения антенны в заданном направлении. Отдельные элементы совокупной системы: конструкцию и механику, привода и программное обеспечение, технологию сборки, отладки и эксплуатации делают разные люди, не связанные между собой тесно. В результате этого проявляются несогласованные действия, обусловленные отсутствием общего и единого понимания всех особенностей существующей проблемы. Безусловно, общая задача состоит в повышении качества функционирования поворотного устройства и антенного поста и его контролепригодности на всех этапах изготовления, монтажа и эксплуатации. Требуется общая понятная всем процедура действий каждого и их межоперационных взаимодействий.

Круг проблем, с которыми специалистам приходится сталкиваться на каждом из этапов «общения» с опорно-поворотным устройством, можно отчётливо представить себе из нижеприведённой таблицы 1.

Таблица 1

сборка	Визуализация осей, ортогональность осей, параллельность площадок под уровни и осей вращения, нормаль к привалочной плоскости антенны.
приёмо-сдаточные испытания после сборки	Визуализация осей, ортогональность осей, параллельность площадок под уровни и осей вращения, нормаль к привалочной плоскости.
монтаж на месте эксплуатации	Ориентация осей вращения, горизонтирование, установка в нулевое положение, проверка привязки шкал (в том числе и по Солнцу), определение положения электрической оси в системе координат ОПУ.
приёмо-сдаточные испытания после монтажа	«Предъявление» ориентации осей вращения, «предъявление» горизонтирования, проверка установки приводов в нулевое положение, проверка привязки шкал по Солнцу (системе реперных точек), определение положения электрической оси в системе координат ОПУ.
регламент	Проверка горизонтирования, проверка привязки шкал по Солнцу (системе реперных точек), проверка положения электрической оси в системе координат ОПУ.
специальные работы при «разборе полётов»	Проверка ориентации осей вращения, проверка горизонтирования, проверка установки приводов в нулевое положение, проверка привязки шкал по Солнцу, определение положения электрической оси в системе координат ОПУ.

Условно эти проблемные процедуры можно свести в две группы.

Группа первая:

- контроль строгой ортогональности осей вращения;
- контроль горизонтальности осей вращения;
- ориентация осей вращения в плоскости «Север-Юг» и «Запад-Восток»;
- установление нулевого положения приводов и «привязка» «нуля» датчиков угловых перемещений антенны;
- контроль правильности показаний датчиков угловых перемещений антенны.

Группа вторая: определение величин и знаков поправок за счёт реального смещения электрической оси антенны от нулевого положения каждого из приводов.

Вполне очевидно, что на этапе эксплуатации опорно-поворотного устройства (или при его вводе в эксплуатацию) специалистам необходимо иметь возможность (достаточно легко и просто) ответить на **три основных вопроса:**

- как (насколько точно) сориентированы оси вращения опорно-поворотного устройства типа X-Y относительно сторон света (плоскостей «Север-Юг» и «Запад-Восток») и отгоризонтированы;
- как (насколько точно) выставлены на осях вращения опорно-поворотного устройства типа X-Y датчики угловых перемещений относительно опорного «нулевого» положения;
- как (насколько точно или насколько корректно) определены угловые величины рассогласования направления электрической оси антенны относительно нормали к «привалочной плоскости» опорно-поворотного устройства типа X-Y (юстировочные поправки).

Можно развернуть дискуссию и подробно анализировать возможные подходы к выполнению работ, получаемые результаты и достигаемые при этом преимущества. Представляется более целесообразным предложить **по первым двум вопросам** рассматривать для каждого конкретного (по особенностям конструкции) опорно-поворотного устройства типа X-Y свою конкретную оптимальную для данного применения совокупность технологических приёмов и технических средств для наиболее полного и однозначного решения описанных проблем контролепригодности.

Технологический арсенал средств для обеспечения сборки, монтажа и отладки опорно-поворотного устройства с горизонтальными осями X-Y должен,

на мой взгляд, включать следующие обязательные элементы (доступные во время сборки, монтажа и отладки):

- *прецизионные площадки (либо участки цилиндрической поверхности) на валах осей вращения ОПУ для использования квадрантов (или других аналогичных устройств) при выполнении процедур горизонтирования;*
- *торцы валов вращения должны быть строго перпендикулярны их осям для выполнения оценочных процедур с использованием квадрантов;*
- *прецизионные посадочные места на торцах валов вращения для установки оптического юстируемого зеркала ЮС-41;*
- *строго соосные калиброванные отверстия в торцах валов вращения для установки прицельных устройств типа УП или трубок холодной пристрелки ТХП.*

Здесь и далее под «валами осей вращения ОПУ» следует понимать элемент конструкции опорно-поворотного устройства либо совокупность элементов конструкции, реализующих конкретную ось вращения. Ниже приведены некоторые подробности отдельных возможных частных решений применительно к реальной конструкции антенного поста АПЗ-3002-0 (разработка НПО им. С.А.Лавочкина), которые, безусловно, могут быть полезны и реализованы и для других типоразмеров аналогичных опорно-поворотного устройства типа X-Y.

Что же горизонтировать, когда речь заходит о «горизонтировании»? Если в случае азимутально-угломестного устройства необходимо выставить строго вертикально азимутальную ось вращения и строго горизонтально – угломестную ось вращения, то для опорно-поворотного устройства с горизонтальными осями X-Y необходимо выставить строго горизонтально только одну ось – неподвижную, расположенную, как определено в задании, в плоскости «Запад-Восток» или «Север-Юг». Именно это обстоятельство и определяет особенности технологического процесса монтажа опорно-поворотного устройства типа X-Y на месте постоянной дислокации. Горизонтальное же положение второй («качающейся») оси, ей строго ортогональной, определяет только «нулевое» значение отсчётной шкалы в плоскости этого «качания» относительно неподвижной оси. Гораздо сложнее дело обстоит с «нулевым» значением отсчётной шкалы в плоскости вращения относительно «качающейся» оси. Оно должно определять направление нормали к привалочной

плоскости антенны в зенит, когда «качающаяся» ось расположена строго горизонтально. Таким образом, вращающаяся относительно «качающейся» оси часть конструкции должна иметь базовую (несъёмную) площадку для установки квадранта. Наличие такой площадки, доступной для установки квадранта даже при установленной на опорно-поворотном устройстве антенной системе позволяет осуществлять комплексную диагностику на любом этапе выполнения работ с ОПУ.

Контролировать ортогональность и ориентацию осей в пространстве можно, если воспользоваться оптикой и контролировать в пространстве положение нормали к плоскости оптического зеркала. Визуализировать оси вращения опорно-поворотного устройства типа X-Y, вероятно можно используя в основе те же принципы, что были использованы, начиная с 1970 года, при определении положения электрической оси относительно произвольной оси вращения по крену в процедуре юстировочных работ, выполнявшихся на стенде СК-28 в НПО им. С.А. Лавочкина по ОНА КА «Марс» и «Венера». Действительно, если на торце одного из концов оси вращения «организовать» прецизионную площадку с прецизионным крепежом под установку юстируемого зеркала типа ЮС-41, то, воспользовавшись методологией «сведения к 0 радиуса конического сканирования оптической нормали к плоскости ЮС-41 при вращении оси привода ОПУ в его штатном ложе», можно таким образом «материализовать» оптическим путём ось вращения привода (в виде нормали к плоскости ЮС-41). Вполне очевидно, что эту процедуру можно реализовать для каждой из осей. Материализованные таким образом оси вращения в пределах инструментальной погрешности можно идеально без особых затруднений выставить взаимно ортогонально в процессе сборки поворотного устройства и выставить в плоскостях «Север-Юг» и «Запад-Восток» при монтаже на месте эксплуатации.

Монтаж опорно-поворотного устройства на месте эксплуатации в этом случае можно выполнять в следующей последовательности. Установить на подготовленном фундаменте опорный (базовый) теодолит так, чтобы центр пересечения его осей вращения совпадал с центром пересечения осей монтируемого опорно-поворотного устройства. Из этого положения выполнить все необходимые операции по геодезической увязке рабочей позиции

опорно-поворотного устройства и определения точных направлений (координат) на выбранные (заданные) репера. В плоскостях «Север-Юг» и «Запад-Восток» по опорному (базовому) теодолиту выставить строго горизонтально вспомогательные автоколлимационные теодолиты так, чтобы их оси совпадали с осями вращения монтируемого опорно-поворотного устройства, принимая во внимание факт их реального разноса по высоте. А далее осталось самое простое. Убрать опорный (базовый) теодолит. Вывесить над местом монтажа опорно-поворотное устройство (предполагается, что общая сборка монтируемого устройства уже выполнена). Развернуть его на весу так чтобы нормали к зеркалам ЮС-41, «овеществляющие» оси вращения опорно-поворотного устройства, стали «ответными» установленным вспомогательным автоколлимационным теодолитам. Опустить опорно-поворотное устройство на фундамент и предварительно его зафиксировать. Уточнить установку направлений осей вращения опорно-поворотного устройства, его горизонтирование и окончательно зафиксировать посадочные места на фундаменте.

Необходимые для этих целей автоколлимационные теодолиты и методологические рекомендации по работе с ними всегда доступны пользователю. После завершения комплекса мероприятий по монтажу и предъявлению монтажа опорно-поворотного устройства на месте эксплуатации зеркала ЮС-41 могут быть демонтированы как технологическое оборудование и на их место установлены, например, датчики угловых перемещений и «сняты нули». При выполнении этих операций должны быть строго соблюдены все условия, позволяющие с минимальной погрешностью восстановить зеркала ЮС-41 на торцах валов, обеспечив в случае необходимости возможность повторной работы с теодолитами.

В качестве одного из вариантов оснащения технологической процедуры оптических измерений для базовой модификации опорно-поворотного устройства АПЗ-3002-0 (см. рис.3-в) в НПО им. С.А. Лавочкина были практически применены съёмные зеркала ЮС-41 с магнитным креплением основания к «валу оси вращения ОПУ» и тахеометры фирмы Leica TPS 1200+.

В процессе радиоастрономической юстировки, а также при наведении антенн различных типов широко применяются разного рода зрительные

трубы от телескопов до трубок холодной пристрелки. В отечественной практике широкое применение нашли устройства прицеливания типа (УП) и трубки холодной пристрелки (ТХП), изготавливаемые Загорским оптико-механическим заводом. Наибольшую пользу от этих устройств можно получить, если на торцах валов осей вращения ОПУ соосно выполнить калиброванные отверстия для их установки. Первый уровень использования прицельных устройств позволит без применения зеркал и теодолитов, несколько пожертвовав точностью, выставить при монтаже на месте эксплуатации опорно-поворотное устройство относительно направлений «Север-Юг» и «Запад-Восток», воспользовавшись задаваемыми реперами, которые были «созданы» и обмерены при геодезической увязке места установки ОПУ. Если качающаяся ось ОПУ установить при монтаже в плоскости «Север-Юг», то в любой момент времени при отладке или эксплуатации, контролируя с помощью прицельного устройства, размещённого на южном торце вала оси вращения ОПУ, момент кульминации Солнца, можно уверенно демонстрировать не только сохранность и правильность установки ОПУ, но и правильность установки отсчётных шкал данной оси. Подобную процедуру с помощью прицельного устройства можно аналогично выполнить и в северном направлении, воспользовавшись наведением на Полярную звезду. Если качающаяся ось ОПУ при его монтаже установлена в плоскости «Запад-Восток», то подобные возможности зависят от того, как хорошо виден в прицельном устройстве солнечный диск, когда он находится строго на востоке (западе).

При ответах на **третий вопрос** возможны также различные организационно-методические решения, рассматривать подробно которые в рамках данного предложения нет необходимости. Вероятно подход к проблеме юстировки и как следствие – количество измерений одного и того же сечения определяется тем, что мы пытаемся «поймать»:

- *определить величину погрешности выполняемой процедуры определения электрической оси антенны в данной системе координат;*
- *или далеко ли мы находимся в своём наведении от идеала;*
- *и что мы теряем в потенциале радиолинии, имея конкретное неидеальное наведение антенны.*

Основная особенность в определении юстировочных поправок на положение электрической оси антенны относительно системы координат поворотного

устройства с горизонтальными осями X-Y состоит в том, что система координат антенны разворачивается вокруг оси визирования при изменении её положения в пространстве. В этом нетрудно убедиться, наблюдая за изменением направления осей системы координат антенны даже при раздельном развороте относительно каждой из осей.

Вполне очевидно, что основная концепция методики юстировки остронаправленной антенны по Солнцу, предложенная для случая азимутально-угломестного привода [2], применима и в данном случае, если при расчёте исходных данных на движение приводов по программе «koord_USTAS», обеспечивающих эффект «неподвижного Солнца», учитывать постоянный поворот антенны вокруг оси визирования при её перенацеливании. Следует особо подчеркнуть, что в каждой контрольной точке положения Солнца по концепции [2] для антенны, установленной на поворотном устройстве с горизонтальными осями X-Y, главные сечения («азимутальное» и «угломестное») объёмной диаграммы направленности индивидуальны и, строго говоря, не повторяются. То есть, набирая статистику юстировочных поправок по множеству контрольных положений Солнца, достоверность получаемого результата необходимо специально оговаривать.

Однако существует два направления на Солнце, симметрично расположенные ($\approx \pm 45^\circ$) по долготе относительно направления на Юг, в которых зарегистрированные по «неподвижному Солнцу» главные сечения объёмной диаграммы направленности меняются местами за счёт разворота антенны вокруг линии визирования. В этом случае полученные юстировочные поправки уже можно просто попарно сравнивать. А статистика многодневных измерений поправок в таком «парном» варианте существенно повысит точность получаемого результата.

Измерения же вблизи истинного полдня имеют свои особенности. В этом случае можно сразу определить поправки привода для «азимутальной» и «угломестной» плоскостей слежения. Причём в этих плоскостях движения привода лежат и обе оси (раздельно X и Y).

Как вариант можно рассматривать следующую последовательность: азимутальное сечение выполнять «вслед» на подходе к полдню, за тем сечение по углу места в полдень и, наконец, азимутальное сечение «встречно» после полудня. Двойное азимутальное измерение в этом случае позволит уменьшить (как бы

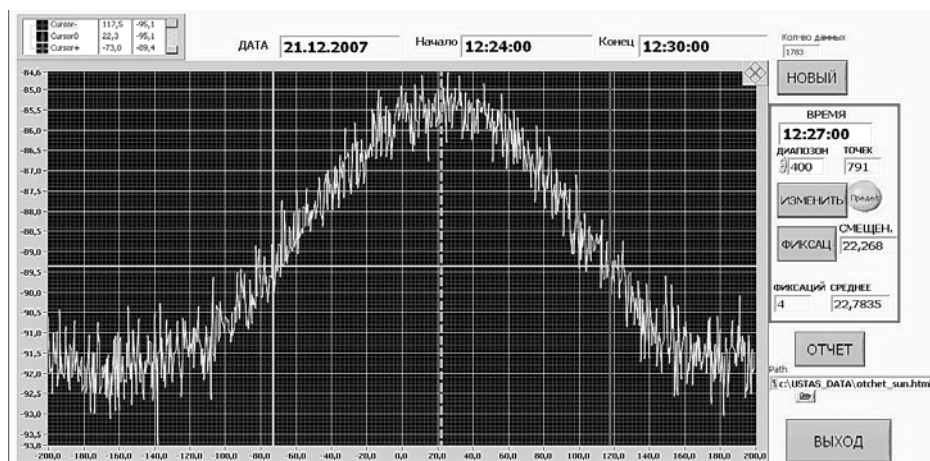


Рис.6

усреднить) искажения плоскости сечения диаграммы направленности за счёт разворота антенны вокруг линии визирования. Реальность такого предложения можно оценить по результату на рис.6, где показан фрагмент записи «шума» Солнца на частоте 643 МГц с антенной системы МТС АП 3,7 – 3001 – 0, расположенной в НПО им. С.А. Лавочкина, при движении антенны по углу места от горизонта 21.12.07 (в истинный полдень кульминация Солнца - всего 10,66°).

Можно принять за основу и следующую процедуру. Использовать для последующих действий единую ортогональную пару сечений главного лепестка объёмной диаграммы направленности испытываемой антенны. И для всех контрольных точек положения Солнца в выбранной статистической серии измерений законы движения приводов рассчитывать из условия определения поправок только по этим сечениям с учётом их разворота вокруг линии визирования под конкретную выбранную контрольную точку положения Солнца. Вся сложность реализации предложенной методики в данном случае заключается в обеспечении криволинейного (всякий раз индивидуального по двум осям привода) движения оси антенны при перенацеливании её относительно контрольного положения Солнца, соответствующего заданному плоскому сечению объёмной диаграммы направленности. Это – более громоздко, но тоже выполнимо.

Таким образом, методика определения юстировочных поправок в наведении антенны с использованием эффекта «неподвижного Солнца», предложенная в [2] для азимутально-угломестного привода, в своей реализации может быть полностью перенесена и на опорно-поворотные устройства с горизонтальными осями X-Y.

Примечательно в этом отношении ПАО управления приводами антенного поста АПЗ-3002-0,

разработанное П.И. Гусевым, которое уже позволяет реализовывать развороты оси антенны по необходимой криволинейной траектории, соответствующей заданному плоскому сечению объёмной диаграммы направленности, регистрируемой для любого наперёд заданного положения Солнца и требуемого закона движения приводов, обеспечивающего эффект «неподвижного источника излучения».

Таким образом, базируясь на приведённых выше соображениях, можно создать в своём роде уникальное сочетание возможностей по неразрушающей диагностике системы наведения антенны на конкретном опорно-поворотном устройстве с горизонтальными осями X-Y.

И в заключение считаю своим приятным долгом выразить благодарность А.И. Денисову, разработавшему ПАО «data_USTAS» для регистрации и обработки результатов радиоизмерений с применением анализатора спектра CSA и принявшем активное участие в практической отработке предложенной методики юстировки.

Библиографический список

- [1] Покрас А.М. Антенные устройства зарубежных линий связи через искусственные спутники Земли. Издательство «Связь». М., 1965, 168 стр.
- [2] Машков В.И. Методика юстировки остронаправленной антенны по Солнцу в системе координат азимутально-угломестного привода. Сборник научных трудов «Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов», вып.7, ПАКЦ, М., 2009, стр.133 – 145.
- [3] Bell Lab. Rec., 1962, v. 40, №9, 342-343.
- [4] Rolinski A.F. X-Y antenna mount for data acquisition from satellites. IRE Trans., 1962, v. SET-8, №2, 159-163.

Оценка параметров динамики движения КА вблизи малого небесного тела



Поль

Вадим Георгиевич
ведущий специалист Центра НПО
им. С. А. Лавочкина
кандидат технических наук

В. Г. Поль

В статье рассматривается задача реализации орбиты КА как искусственного спутника малого астероида (ИСА), дается общий характер возмущений текущих координат КА на такой орбите, и оценивается их величина, обусловленная основными возмущающими факторами. В качестве последних принимаются: а) неправильность фигуры астероида, и б) возмущения от небесных тел Солнечной системы. Показано, что при определенных значениях параметров орбиты ИСА можно реализовать долгосрочную целевую работу КА миссии посещения астероида АПОФИС в качестве носителя радиомаяка-ретранслятора.

Ключевые слова: малые астероиды, искусственный спутник астероида.

Estimation of parameters of SC motion dynamics near small celestial body. V. G. Pol

The article considers SC orbit realization as artificial satellite of small asteroid, general description of SC current coordinates perturbations is given, perturbations values are estimated, stipulated by main perturbing factors. The main perturbing factors are taken as follows: a) asteroid shape irregularity, and b) perturbations from Solar system celestial bodies. The article shows that under specific parameters of asteroid artificial satellite orbit in frame of APOPHIS asteroid visit mission one could realize long-term SC operation as transponder beacon carrier.

Key words: small asteroids, asteroid artificial satellite.

Введение

В литературе [1,2] показана настоятельная необходимость резкого повышения точности прогноза обстоятельств пролета астероида АПОФИС мимо Земли в 2029г с ошибками, в пределе не превышающими одного километра. Такой прогноз весьма желательно получить заранее, а именно – в период 2012-2017гг. Это позволяет заблаговременно уточнить прогноз развития угрожающих событий после сближения АПОФИСА с Землей, и, в крайнем случае, оперативно предпринимать необходимые меры по предотвращению удара, возможного после уверенно прогнозируемого близкого пролета астероида мимо Земли в 2029 г.

Отсюда возникает актуальная задача резкого снижения ошибок расчета эфемерид астероида на несколько порядков по сравнению с получаемой

сегодня их предельной точностью по классическим астрономическим наблюдениям. Реальным решением является использование радиотехнических траекторных измерений по радиомаяку-ответчику, тесно связанному с астероидом. В литературе [2] рекомендуется проведение целевой космической миссии посещения АПОФИСА, имеющей основной целью доставку радиомаяка на поверхность астероида и проведение радиоконтроля орбиты астероида в течение предстоящих 5-10-лет.

В развитие этих рекомендаций предложено отказаться от посадки на астероид и использовать маяк в составе КА, выводимого на астероидоцентрическую орбиту [1]. Такой способ «маркировки астероида радиомаяком» реализуется наиболее простым способом, и заодно позволяет дополнительно провести

комплекс исследований АПОФИСА.

Действительно, искусственный спутник астероида (ИСА) позволяет решить задачу определения кинематических, физических и структурных свойств конкретного и вместе с тем типичного малого небесного тела. Эти данные будут совершенно необходимы в случае выполнения операций по предотвращению угрозы, исходящей от АПОФИСА. Попутно ИСА доставит ценную научную информацию фундаментального значения, поскольку малый астероид рассматривается как реликт образования солнечной системы. Наконец, космический аппарат миссии, существующий как ИСА, может быть дополнительно использован для экспериментов по коррекции траектории астероида, например, по схеме гравитационной буксировки, предложенной в [3].

Отсюда следует, что одним из первых шагов в предварительном анализе миссии посещения астероида АПОФИС должна являться количественная оценка основных параметров движения КА как ИСА малого небесного тела с характерными размерами порядка километра и менее. Эта оценка необходима постольку, поскольку такая задача в литературе практически не рассматривалась, и в практике космонавтики пока представлена единственной экспедицией посещения астероида ИТОКАВА (проводимой космическим агентством Японии). Миссия к ИТОКАВЕ пока не завершена, и технология ее баллистического обеспечения в литературе практически не освещалась.

Имеющийся дефицит научной и технической информации и обусловил необходимость проведения предпроектного анализа специфики полета ИСА АПОФИС, результаты которого излагаются ниже. В данном анализе было решено ограничиться учетом лишь основных факторов, специфичных для реализации ИСА как малого небесного тела. Этими факторами являются, прежде всего, малая масса астероида, рассматриваемого как центральное тело и формирующее орбиту ИСА. Далее, следующим фактором служит неправильность фигуры астероида, приводящей к заметным отличиям структуры его гравитационного потенциала от классического случая центрального поля. Наконец, третьим фактором являются возмущения в движении ИСА, вызываемые небесными телами Солнечной системы. Эти соображения и определили последовательность изложения результатов проведенного анализа, предлагаемых для использования специалистами, созда-

ющими межпланетные космические аппараты.

Параметры АПОФИСА и его орбиты в кеплеровом приближении

В качестве первого шага рассмотрим движение ИСА, предполагая полет КА вокруг астероида по модели двух тел, считая центральное тело сферой. Такой полет будем характеризовать некоторым, но простым и наглядным набором расчетных характеристик движения космического аппарата на круговых орбитах с различным радиус-вектором $r_{ка}$. Основные характеристики астероида даны ниже в табл.1.

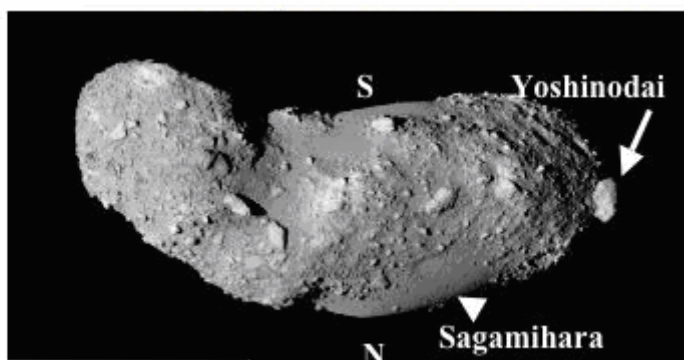
Табл.1

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ МАЛОГО АСТЕРОИДА АПОФИС	
Диаметр $D_{ан}$, м	~350
Масса $M_{ан}$, кг	~4.6·10 ¹⁰
Плотность $d_{ан}$, г/см ³	~1.9
Гравитационный параметр $\mu_{ан}$, км ³ /с ²	~3.1·10 ⁻⁹
Большая полуось орбиты $a_{ан}$, км	138.3·10 ⁶
Эксцентриситет орбиты $e_{ан}$, б/разм.	0.191
Наклонение орбиты $i_{ан}$, град	3.3
Период обращения $P_{ан}$, сутки	323.5

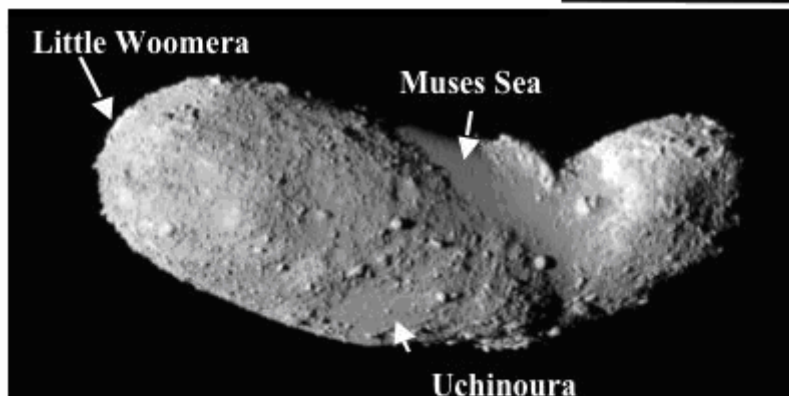
Поскольку изображений АПОФИСА пока не существует, для иллюстрации как одного из возможных вариантов фигуры астероида приводится фото астероида ИТОКАВА (рис.1). В качестве характерных величин, характеризующих кинематику полета искусственного спутника АПОФИСА, принимаются: гравитационное ускорение $g_{ка}$ на круговой орбите с радиус-вектором $r_{ка}$, скорость $V_{1ка}$ (первая космическая скорость) на той же орбите, период обращения $P_{ка}$, вес КА $Q_{ка}$ с массой $M_{ка}$ в одну тонну (то есть сила притяжения КА к АПОФИСУ на астероидическом расстоянии $r_{ка}$), а также время $\tau_{ка}$ свободного падения КА с астероидоцентрической высоты $r_{ка}$.

Все эти величины, естественно, зависят от величины $r_{ка}$, поэтому для характеристики различных областей пространства, окружающего астероид, зададимся некоторым представительным

**Характерные размеры
астероида ИТОКАВА
600м x 300м x 200м**



Вид с востока



Вид с запада

**Миссия посещения
астероида ИТОКАВА**



Hayabusa Science Results

Рис.1. Изображения астероида ИТОКАВА

рядом значений радиуса орбиты $r_{ка}$. Значения выбранных параметров полета ИСА определяются известными формулами теории кеплерова движения:

$$g_{ка} = \frac{\mu_{ан}}{r_{ка}^2}; \quad V_{1ка} = \sqrt{\frac{\mu_{ан}}{r_{ка}}}; \quad P_{ка} = \frac{2\pi r_{ка}}{V_{1ка}};$$

$$Q_{ка} = M_{ка} \cdot g_{ка}; \quad \tau_{ка} = \sqrt{\frac{2r_{ка}}{g_{ка}}}$$

Представительный ряд значений выберем таким: $r_{ка}=40\text{км}$, 10км , 4км , 1км , 0.25км , 0.175км . Первые два значения $r_{ка}$ будут характеризовать участок траектории полета КА, соответствующий его выходу на орбиту АПОФИСА. Далее, следующая пара значений $r_{ка}$ может представлять зону рабочих орбит КА, ведущего бесконтактные исследования поверхности и физико-химического состава астероида. Наконец, орбиты со значениями $r_{ка}<1\text{км}$ могут решать специальные задачи. Так, например, выбранное значение $r_{ка}=0.25\text{км}$ предположительно соответствует орбите гравитационного “тягача”, предложенного в [3]. Радиус же орбиты, равный $r_{ка}=0.175\text{км}$ просто описывает некоторую эквивалентную условную поверхность

АПОФИСА, представленной сферой R_a эквивалентной массы. Тогда характеристики полета для выбранного ряда орбит ИСА АПОФИСА, определенные в кеплеровом приближении [1], приводятся ниже в табл.2.

Очевидно, что абсолютные величины сил, ускорений и скоростей ИСА АПОФИСА весьма малы. Так, например, первая космическая скорость для малого астероида составляет всего лишь немногие сантиметры в секунду. Отсюда вытекают определенные требования к выполнению операций управления космическим аппаратом, и прежде всего, при его выводе на орбиту ИСА АПОФИСА. Ясно, что система управления движением КА должна реализовать управление астероидоцентрической скоростью КА на уровне долей сантиметра в секунду. Реализация этих требований не представляет особых затруднений, и в технологии управлением ИСЗ такие возможности управления движением ИСЗ освоены давно.

Данные табл.2 наглядно показывают, что подход КА к АПОФИСУ для выхода на орбиту ИСА необходимо производить на астероидических расстояниях $r_{ка}$, не превышающих значений 30-40км.

Таблица 2

Параметры астероидоцентрического движения ИСА АПОФИС						
$r_{ка}$, км	40.0	10.0	4.0	1.0	0.25	0.175
$g_{ка}$, м/с ²	$2 \cdot 10^{-9}$	$3.1 \cdot 10^{-8}$	$2 \cdot 10^{-7}$	$3.1 \cdot 10^{-6}$	$50 \cdot 10^{-6}$	$111 \cdot 10^{-6}$
$V_{1ка}$, см/с	0.88	1.76	2.78	5.56	11.1	34.4
$P_{ка}$, d,h,m	330.5d	41.3d	10.4d	31.3h	3.93h	53.3m
$Q_{ка}$, г/силы	$2 \cdot 10^{-4}$	$3.1 \cdot 10^{-3}$	$2 \cdot 10^{-2}$	0.31	5.0	11.1
$\tau_{ка}$, d, h	73.2d	9.3d	2.3d	7.06h	2.9h	–
Примечания d-сут, h-час m-мин.	Выход на орбиту АПОФИСА		Рабочие орбиты ИСА АПОФИСА		Гравита- ционный тягач	Условный радиус АПОФИСА

Предпочтительна реализация пролета мимо АПОФИСА на расстояниях порядка (20-10) км, где соответствующие корректирующие тормозные импульсы скорости позволят вывести КА на начальные орбиты ИСА с такими высотами. Последующее проведение нескольких коррекций позволит сформировать конечную рабочую круговую орбиту парковки КА как ИСА с маяком. Видно, что управление полетом КА может выполняться в весьма спокойном временном режиме. Радиус рабочей орбиты следует выбирать, по-видимому, лежащим в пределах немногих единиц км.

Данные табл.2 дают лишь самую первую оценку необходимых и реальных параметров полета ИСА АПОФИСА, поскольку они не учитывают возмущений координат КА. Последние, как показывают теория и практика, разумеется, всегда будут иметь место. Поэтому необходимы следующие шаги, которыми должны являться оценки влияния основных возмущающих факторов. К этим оценкам мы и переходим.

Общий характер возмущений текущих координат ИСА

Прежде чем рассматривать конкретные возмущающие факторы, отметим одно существенное обстоятельство. Как следует из данных табл.1, орбита АПОФИСА в целом подобна земной, может рассматриваться как околокруговая, и почти совпадает с ней по наклонению. Поэтому в данном случае можно воспользоваться результатами

исследования различных возмущающих факторов и возмущений текущих координат ИСЗ, уже имеющихся в литературе.

Показано [6], что для околокруговых орбит ИСЗ возмущающие ускорения могут быть описаны набором гармонических функций времени с различными частотами, амплитудами и фазами, включая постоянную составляющую. При этом значения частот могут быть как равными периоду обращения ИСЗ, так и кратны ему. Различные возмущающие факторы будут приводить к появлению конкретных спектров гармоник ускорений, дополняющих гравитационное поле сферического тела.

В рассматриваемом случае ИСА далее мы будем рассматривать лишь основные факторы возмущений, а именно, влияние отличий фигуры астероида от сферы, а также гравитационное влияние тел Солнечной системы. Основанием для такого выбора служит относительно небольшой интервал времени (20÷30 лет), на котором требуется оценить изменения текущих координат ИСА, суммирующихся с исходными (полученными по кеплерову приближению). Другие источники возмущений (световое давление, эффект Ярковского и т.п.) оказываются на порядки слабее, их действие на рассматриваемом интервале времени будет незначительным и не изменит общего характера оценок.

Возмущающие ускорения и изменения координат ИСА удобно рассматривать в прямоугольной объектоцентрической орбитальной системе координат *STW*,

показанной на рис.2. В этой системе координат ось S направлена по радиус-вектору ИСА, ось W ориентирована по нормали к плоскости орбиты, а ось T дополняет систему координат STW до правой. Отметим, что направление вектора орбитальной скорости ИСЗ, находящегося на исходной круговой орбите будет совпадать с осью T .

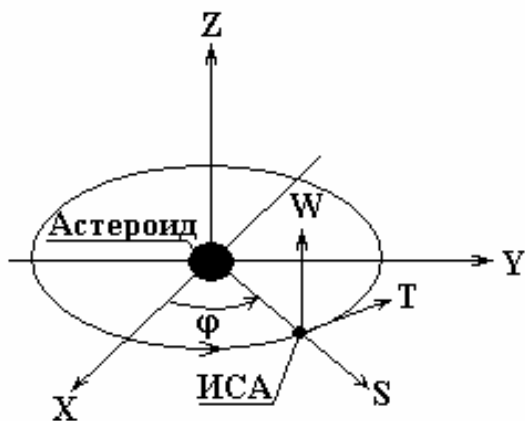


Рис.2. Система координат STW

Анализ, проведенный в [6] для двух интересных нас источников возмущений, показал, что в обоих случаях для околокруговых орбит возмущающие ускорения в осях координат STW в первом приближении могут быть представлены формулами, имеющими один и тот же вид. Они будут описывать вполне определенный спектр гармоник, действующих как в плоскости орбиты, так и по нормали к ней. Этот спектр состоит из следующих компонент.

В плоскости орбиты возникают всего три гармоники возмущающих ускорений. Это – S_0 , постоянная составляющая, направленная по оси S , а также гармонические колебания S_2, T_2 с периодом, составляющим половину периода обращения ИСА. В то же время в направлении нормали к плоскости орбиты практически будет действовать лишь одна гармоника с периодом, равным периоду обращения ИСА. Амплитуды и фазы гармоник различны и определяются конкретными источниками возмущений [6]. Далее мы ограничимся лишь оценкой амплитуд гармоник возмущений, которые в общем виде могут быть записаны в следующей форме:

$$S_0 / g_{ка} = G_1(1.5 \sin^2 i - 1),$$

$$S_2 / g_{ка} = G_1(1.5 \sin^2 i),$$

$$T_2 / g_{ка} = G_3(1.5 \sin^2 i),$$

$$W_1 / g_{ка} = G_4(1.5 \cos 2i)$$

Здесь S_0, S_2, T_2 и W_1 – амплитуды гармоник, $g_{ка}$ – ускорение центрального тела, определенное на круговой орбите ИСА, а величины G_i, i есть некоторые константы. Именно последние определяют конкретными источниками возмущений, и они будут иметь те или иные различные значения. Формулы, представленные выше, описывают постоянные и периодические ускорения с одинарной и двойной частотой обращения ИСА вокруг астероида, которые и являются источниками возмущений координат ИСА. Такие ускорения, как следствие, вызывают аналогичные постоянные поправки в значениях текущих координат спутника, а также их периодические колебания с основной и двойной частотой. В плоскости орбиты и по нормали к ней эти эффекты проявляются по-разному.

Ускорение S_0 дает постоянное изменение периода обращения ИСА, а составляющие ускорений S_2, T_2 приводят к появлению периодических колебаний радиус-вектора и положения ИСА относительно изменившейся средней орбиты. Ускорение W_1 вызывает прецессию вектора момента количества движения ИСА, то есть периодическое движение нормали, определяющей плоскость орбиты, по конусу.

Следовательно, вековые изменения текущих координат отсутствуют, и возмущенное движение ИСА в целом оказывается устойчивым. Последнее означает, что хотя орбита ИСА с течением времени изменяется, однако текущие координаты ИСА не будут выходить за пределы некоторой ограниченной области пространства, охватывающего астероид. Имея далее в виду сказанное выше, перейдем к рассмотрению конкретных возмущающих факторов и сопутствующих им эффектов.

Возмущения, вызываемые неправильностью фигуры астероида

Для количественной оценки возмущений, обусловленных отличием фигуры астероида от сферы необходимо задаться некоторой моделью астероида. Очевидно, здесь удобно выбрать эллипсоид вращения с полярным сжатием α . Изменяя величину α , можно охватить весьма широкий диапазон различных случаев – от сплюснутой до вытянутой фигуры астероида (Рис.3).

Коэффициент сжатия α определяется соотношением $\alpha = (a_e - b_e) / a_e$, где a_e и b_e являются экваториальной и полярной полуосями симметричного эллипсоида. Орбита ИСА в общем случае имеет

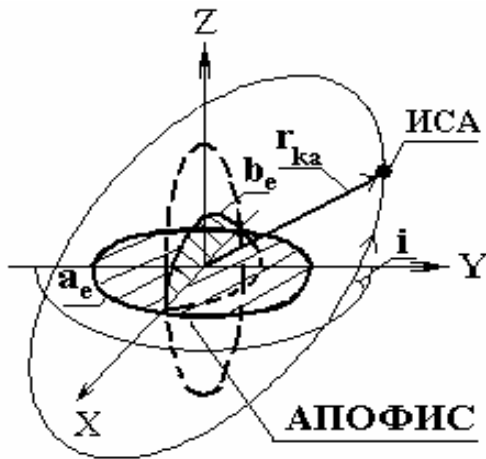


Рис.3. Фигура АПОФИСА и ИСА

наклонение i , отсчитываемое от экваториальной плоскости эллипсоида обычным образом. Ось Z считаем направленной по вектору момента количества вращения астероида. Тогда возмущающие ускорения выражаются следующими формулами [6]:

$$S_0 / g_{ка} = -\frac{1}{2} \left(\frac{a_e}{r_{ка}} \right)^2 \alpha \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \right), \quad S_2 / g_{ка} = -\frac{3}{4} \left(\frac{a_e}{r_{ка}} \right)^2 \alpha \sin^2 i,$$

$$T_2 / g_{ка} = -\frac{1}{2} \left(\frac{a_e}{r_{ка}} \right)^2 \alpha \sin^2 i, \quad W_1 / g_{ка} = -\frac{1}{2} \left(\frac{a_e}{r_{ка}} \right)^2 \alpha \sin 2i.$$

Из этих выражений следует, что амплитуды возмущений имеют один порядок величины и непосредственно определяются значением α . Кроме того, они зависят от наклона i и резко убывают с ростом радиус-вектора ИСА $r_{ка}$. Далее, отправляясь от приведенных выше формул для возмущений, получают соответствующие изменения текущих координат [6], выраженные в системе координат STW :

$$\frac{\delta r}{r_{ка}} = -\frac{1}{2} \left(\frac{a_e}{r_{ка}} \right)^2 \left\{ \alpha \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{4} \sin^2 i \right) - \alpha \left[\left(2 - \frac{1}{3} \sin^2 i \right) \cos \varphi - \frac{1}{12} \sin^2 i \cos 2\varphi \right] \right\}$$

$$\frac{\delta l}{r_{ка}} = -\left(\frac{a_e}{r_{ка}} \right)^2 \alpha \left[\left(1 + \frac{1}{3} \sin^2 i \right) \sin \varphi - \frac{1}{24} \sin^2 i \sin 2\varphi \right]$$

$$\frac{\delta z}{r_{ка}} = -\frac{1}{4} \left(\frac{a_e}{r_{ка}} \right)^2 \alpha \sin 2i \sin \varphi$$

Эти выражения ясно показывают, что неправильность фигуры астероида изменяет радиус круговой орбиты ИСА на постоянную величину (то есть меняет период обращения ИСА). Кроме того, в плоскости орбиты появляются периодические колебания всех приращений текущих координат с основной и двойной частотой относительно измененной круговой орбиты, и периодические колебания по нормали к ней – лишь с основной частотой. При $i=90^\circ$ все колебания приобретают максимальный размах.

Оценим максимальный размах колебаний текущего радиус-вектора ИСА по величине первой гармоники, как наибольшей из всех периодических составляющих изменений текущих координат. Тогда, для $\delta r / r_{ка}$ при $i=90^\circ$, получаем приближенные выражения, описывающие колебания радиус-вектора ИСА и оценку ее амплитуды:

$$\frac{\delta r_{пер}}{r_{ка}} = -\frac{1}{2} \left(\frac{a_e}{r_{ка}} \right)^2 \alpha \left[-\frac{5}{3} \cos \varphi - \frac{1}{12} \cos 2\varphi \right] \approx$$

$$\approx \frac{5}{6} \left(\frac{a_e}{r_{ка}} \right)^2 \alpha \cos \varphi;$$

$$\left(\frac{\delta r_{пер}}{r_{ка}} \right)_{max} = \frac{5}{6} \left(\frac{a_e}{r_{ка}} \right)^2 \alpha$$

Следовательно, размах периодических колебаний текущих координат ИСА на круговой орбите в основном определяется квадратом относительной высоты орбиты ИСА $a_e / r_{ка}$ с поправкой на коэффициент $\alpha < 1$. Поэтому колебания с ростом радиуса орбиты ИСА быстро убывают и становятся пренебрежимо малыми. Например, примем радиус орбиты ИСА АПОФИС равным $r_{ка}=1$ км (отметим, что этот случай является масштабным аналогом геостационарной орбиты у Земли). Тогда, взяв крайним значение $\alpha \approx 0.7$ (то есть, отношение полуосей эллипсоида $a_e / b_e \approx 3/1$), получим для $a_e=0.175$ км максимальную относительную амплитуду колебаний радиус-вектора равной $\delta r / r_{ка} \approx 0.02$, или, в абсолютной мере, $\delta r \approx 20$ м. Для менее сплюснутой фигуры астероида, конечно, размах колебаний упадет.

При выполнении миссии посещения астероида в ходе траекторных измерений для определения текущих координат ИСА в принципе может потребоваться точный учет возмущений, рассмотренных выше. Очевидно, что для этого необходимо задать

описание неправильности фигуры астероида и ориентации оси его вращения относительно плоскости орбиты ИСА. Правда, эти параметры для астероида априорно неизвестны, и их придется вводить в состав определяемых элементов орбиты. Однако можно указать ситуацию, когда учет этих факторов окажется ненужным.

Действительно, при траекторных измерениях максимальные ошибки измерения дальности составляют немногие метры или десятки метров [5]. Тогда, при радиусах орбиты $r_{ka} \geq 1 \text{ км}$ и точности измерений в пределах десятков метров можно будет пренебрегать ошибками вызванными реальной фигурой астероида и определять орбиту ИСА в кеплеровом приближении. Исключением могут являться лишь орбиты с относительной высотой $\sim r_{ka}/a_e \leq 2$, где удельный вес колебаний возрастет до десятков процентов. Естественно, при повышении точности траекторных измерений учет возмущений от неправильности фигуры астероида станет необходимым.

Возмущения, вызываемые влиянием небесных тел.

Общий облик полета ИСА, рассмотренный выше, будет сохраняться лишь в задаче двух тел, которая в некоторых случаях может являться грубой идеализацией. Поэтому необходимо ясно представлять себе и те ситуации, когда такая схема может нуждаться в поправках, обусловленными учетом возмущений от других небесных тел.

Известно [4,6], что для двух тел, движущихся друг относительно друга, возмущающие ускорения, создаваемые третьим телом, являются *разностью* ускорений, создаваемых этим третьим телом. Если из двух тел одно считается центральным, а второе интерпретируется как спутник, то необходимо определить разность ускорений δg ,

создаваемых третьим телом, как спутнику, так и центральному телу. Эта разность будет суммироваться с гравитационным полем центрального тела и являться ускорением, возмущающим кеплерово движение спутника.

В рассматриваемом случае ИСА центральным телом служит астероид с гравитационной постоянной μ_a , а возмущающее тело представлено Солнцем, для которого $\mu_c = 1,327 \cdot 10^{11} \text{ км}^3/\text{с}^2$. Для простоты примем, что орбиты астероида и ИСА, обращающегося вокруг него – круговые. Кроме того допустим, что плоскости орбит астероида, ИСА и Солнца совпадают. Наконец, примем, что удаление Солнца от астероида равно астрономической единице a_u ($a_u = 1.496 \cdot 10^8 \text{ км}$), причем $r_{ka}/a_u \ll 1$.

На рис.4 показана схема действия возмущающих ускорений g_{ka} на ИСА (т.Е) и g_a на астероид (т.О), создаваемых Солнцем S. Так как Солнце весьма удалено от астероида, то линии E-S и O-S практически параллельны. Величина ускорения g_{ka} определяется проекцией SF отрезка SE на линию SO, а величина ускорения g_a – длиной отрезка SO. Разность ускорений в произвольной точке E орбиты ИСА и есть возмущение $\delta g = g_{ka} - g_a$.

В точке A (то есть на оси X) величина δg_A записывается как разность ускорений: $\delta g_A = g_{ka} - g_a = \mu_c / (a_u - r_{ka})^2 - \mu_c / a_u^2$. Раскроем выражение в знаменателе $(a_u - r_{ka})^2$, отбросив малые второго порядка вида $(r_{ka}/a_u)^2$ и применим приближение для дроби вида $1/(1 - r_{ka}/a_u)$. Прделав это, получим оценку значения гармонически меняющегося возмущающего ускорения δg_A , максимального в точке A, и равную величине:

$$\delta g_A \approx 2 \frac{\mu_c}{a_u^2} \frac{r_{ka}}{a_u}.$$

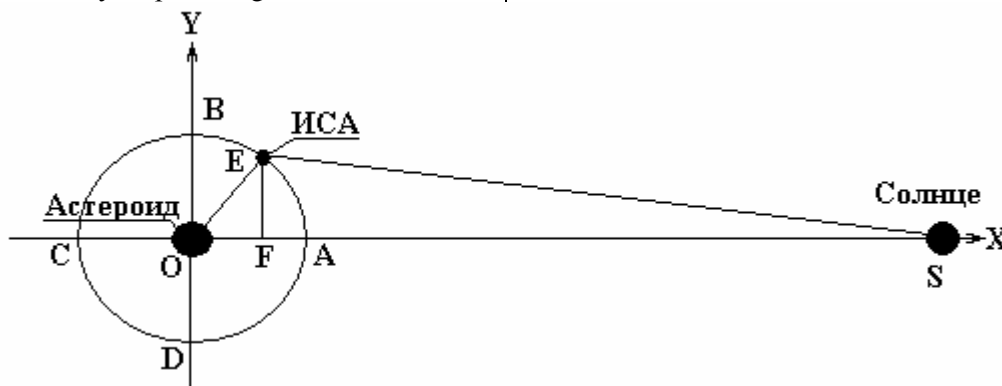


Рис.4. Схема определения возмущений от небесного тела

Амплитуда ускорения δg_A зависит от параметров возмущающего тела (то есть от величин μ_c и a_u), прямо пропорциональна радиусу r_{ka} орбиты ИСА, и на всей орбите изменяется периодически. В точках В, Д (то есть на перпендикуляре к направлению астероид–Солнце) оно равно нулю, а в точках А, С –максимально. Потребовав, чтобы возмущающее ускорение δg_A в т.А было равно ускорению $g_A = \mu_a / (r_{ka=})^2$, создаваемого астероидом, найдем радиус $r_{ka=}$ орбиты ИСА из очевидного равенства:

$$2 \frac{\mu_c}{a_u^2} \frac{r_{ka=}}{a_u} = \frac{\mu_a}{r_{ka=}^2},$$

откуда следует, что

$$r_{ka=} = a_u \cdot \sqrt[3]{\frac{\mu_a}{2\mu_c}} \approx 0.8 a_u \cdot \sqrt[3]{\frac{\mu_a}{\mu_c}}$$

В литературе величину $r_{ka=}$ принято называть *сферой притяжения (тяготения)* [4]. Она определяется как граница области пространства, прилегающей к астероиду, внутри которой по тем или иным критериям можно пренебрегать возмущениями координат ИСА.

Заменим гравитационные параметры небесных тел геометрическими и физическими характеристиками этих тел. Рассматривая отношение μ_a/μ_c как отношение масс, представим тела массивными сферами, имеющими радиусы R_a, R_c и удельные плотности d_a и d_c . Так как масса сферы M с радиусом R определяется, как $M = (4\pi R^3/3)d$, где d – плотность сферы, то выражению для $r_{ka=}$ можно придать вид:

$$\frac{r_{ka=}}{R_a} \approx 0.8 \cdot \sqrt[3]{\frac{d_a}{d_c}} \cdot \frac{a_u}{R_c}$$

Теперь хорошо видно, что *относительный* радиус сферы притяжения астероида, измеряемый в единицах радиуса астероида R_a , в основном определяется *относительным* удалением возмущающего тела от астероида, определенным в единицах радиуса возмущающего тела. Известно, что значения плотности небесных тел (Солнца, планет и астероидов) лежат в пределах $d \sim (1 \div 5) \text{ г/см}^3$ [4]. Поэтому оценка значения корня при отношении a_u/R_c , уточненная для Солнца и астероидов группы Атона, близка к единице (с ошибкой $\leq 10\%$). В результате для относительной величины $r_{ka=}$ можно принять простую оценку в виде:

$$\frac{r_{ka=}}{R_a} \approx 0.8 \frac{a_u}{R_c}$$

Таким образом, оценка относительного радиуса сферы притяжения центрального тела равна относительному удалению возмущающего тела.

Применительно к миссии посещения астероида АПОФИС оценим величину конкретного радиуса сферы притяжения $r_{ka=}$. Для астероида величина $\mu_{ап} = 3.1 \cdot 10^9 \text{ км}^3/\text{с}$, условный радиус астероида $R_{ап} = 0.175 \text{ км}$ и плотность $d_{ап} = 1.9 \text{ г/см}^3$, а для Солнца имеем $\mu_c = 1.327 \cdot 10^{11} \text{ км}^3/\text{с}$, $R_c = 0.696 \cdot 10^6 \text{ км}$, $d_c = 1.41 \text{ г/см}^3$, [4]. Расчет величины $r_{ka=}$ по всем вариантам приведенных выше формул даст значения: $r_{ka=} = 33,9 \text{ км}$; $r_{ka=} = 33,1$; $r_{ka=} = 32,9$.

Определим относительное возмущающее ускорение в точке некоторой орбиты как отношение $\delta g_A/g_A$ таким образом, чтобы оно являлось некоторой допустимой k_r -й долей ($0 \leq k_r \leq 1$) от относительного возмущения, но определенного для точки сферы притяжения. Для этого запишем выражения для относительного ускорения дважды, а именно, для некоторого радиуса орбиты $r_{ka} < r_{ka=}$ и самого радиуса сферы притяжения $r_{ka=}$. Тогда их отношение, являющееся, по определению, величиной k_r , будет равно:

$$(\delta g_A / g_A) \Big|_{r_{ka}} / (\delta g_A / g_A) \Big|_{r_{ka=}} = k_r = (r_{ka} / r_{ka=})^3,$$

откуда следует, что $r_{ka} / r_{ka=} = \sqrt[3]{k_r}$.

Радиус орбиты r_{ka} , определенный для заданного и достаточно малого коэффициента k_r , будет представлять собой рабочую орбиту ИСА, испытывающего пренебрежимо малые возмущения, существенно не меняющие характера полета спутника в целом. Из выражения для r_{ka} видно, что связь между изменениями относительного уровня возмущений k_r и величиной радиуса орбиты r_{ka} существенно нелинейна.

Так, например, уровень возмущений $k_r = \leq 0.005$ (аналогичный максимальному относительному уровню возмущений фигуры реальной земли на околоземных низковысотных орбитах) будет соблюдаться для орбит с радиусами $r_{ka}/r_{ka=} \leq 0.17$. Например, для АПОФИСА – это условие будет соответствовать радиусам орбит, не превышающим $r_{ka} \approx 5.5 \text{ км}$. Повышение допустимого уровня возмущений до значения $k_r = \leq 0.10$ позволит использовать в качестве рабочих орбит практически уже половину радиуса сферы притяжения ($r_{ka}/r_{ka=} \leq 0.46$, или $r_{ka} \leq 15 \text{ км}$), а выбор значения $k_r = \leq 0.001$, напротив, ограничит радиусы рабочих орбит значением $r_{ka} \leq 3 \text{ км}$.

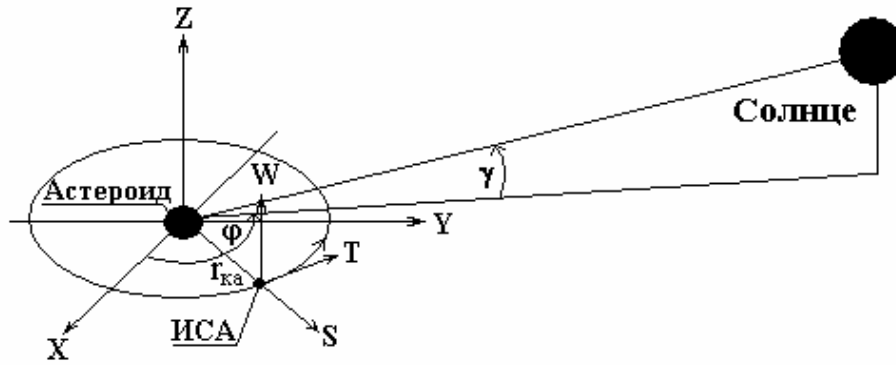


Рис.5. Пространственная схема возникновения возмущений

Таким образом, оценки радиуса орбиты ИСА, использующие определение сферы притяжения малого тела, позволяют весьма просто выбирать те области пространства, окружающие астероид, в которых для описания поведения ИСА можно пренебрегать возмущающим влиянием остальных небесных тел. Отметим, что другие предлагаемые определения гравитационных сфер (сферы действия r_d , влияния $r_{вл}$ и Хилла r_x) менее удобны, и не так явно отражают влияние возмущающего тела на ИСА.

Для иллюстрации приведем результаты расчетов радиусов сфер действия, влияния и Хилла [4] применительно к случаю АПОФИСА: $r_d=2.95$ км, $r_{вл}=49.2$ км, $r_x=29.6$ км. Эти данные показывают большой разницей в критериях определений различных сфер и подтверждают выбор сферы притяжения как простого и количественно обоснованного исходного параметра, позволяющего наглядно оценивать характер поведения КА в непосредственной окрестности астероида.

До сих пор рассматривался плоский случай, когда возмущающее тело находилось в плоскости орбиты КА. В прикладных целях следует анализировать уже разность векторов, рассматривая проекции всех ускорений на оси орбитальной системы координат STW , аналогично тому, как это сделано в [6] для околоземных КА, возмущаемых Луной и Солнцем.

На рис. 5 представлена пространственная геометрия возмущения движения ИСА небесным телом. Ее анализ дает уточненные выражения для амплитуд компонент гармонических возмущающих ускорений [6]:

$$\frac{S_0}{g_{ka}} = \frac{\mu_c}{\mu_a} \frac{r_{ka}^3}{r_c^3} \left(\frac{3}{2} \cos^2 \gamma - 1 \right), \quad \frac{S_2}{g_{ka}} = \frac{3}{2} \frac{\mu_c}{\mu_a} \frac{r_{ka}^3}{r_c^3} \cos^2 \gamma,$$

$$\frac{T_2}{g_{ka}} = \frac{3}{2} \frac{\mu_c}{\mu_a} \frac{r_{ka}^3}{r_c^3} \cos^2 \gamma, \quad \frac{W_1}{g_{ka}} = \frac{3}{2} \frac{\mu_c}{\mu_a} \frac{r_{ka}^3}{r_c^3} \sin 2\gamma,$$

где в нашем случае $r_c^3 = a_u^3$.

Из этих выражений следует, что амплитуды составляющих возмущений по-прежнему имеют один порядок величины, и в основном определяются отношением масс Солнца и астероида. Кроме того, амплитуды зависят от угла γ между плоскостью орбиты ИСА и эклиптики, резко возрастают с увеличением радиуса r_{ka} орбиты ИСА. При прочих фиксированных величинах возмущения зависят от угла γ и максимальны при $\gamma=90^\circ$.

Отсюда следует, что для минимального влияния Солнца нормаль к плоскости орбиты ИСА должна быть направлена на Солнце. В этом случае влияние последнего будет сводиться лишь к изменению периода обращения ИСА на постоянную величину. Заметим, что выполнение этого условия вследствие движения астероида по своей орбите потребует периодических коррекций положения плоскости орбиты ИСА. Правда, данные табл.2 показывают, что корректирующие импульсы вектора орбитальной скорости невелики, и их реализация не составит затруднений. Тем не менее, полезно указать условия, когда от таких коррекций можно отказаться.

Оценим радиус r_{ka} такой орбиты, при которой возмущения от неправильной фигуры астероида будут равны возмущениям от Солнца. Очевидно, для этого следует приравнять соответствующие компоненты максимальных возмущений, например, S_2 . Тогда из равенства:

$$\frac{3}{4} \left(\frac{a_e}{r_{ka}} \right)^2 \alpha = \frac{3}{2} \frac{\mu_c}{\mu_a} \frac{r_{ka}^3}{a_u^3}$$

найдем величину нужного радиуса орбиты

$$r_{ка} = \sqrt[5]{\frac{a_e^2 \alpha \mu_a}{2 \mu_c} a_u^3}.$$

Подставив в выражение для $r_{ка}$ величины $\alpha \approx 0,7$, $a_e = 0,175$ км, а также значения остальных постоянных, найдем, что при значении радиуса орбиты $r_{ка} \approx 4$ км возмущения от указанных источников уравниваются. Напомним, что значения колебаний радиус-вектора, обусловленные фигурой астероида $\delta r_{неп} / r_{ка}$, оценивались ранее величиной $\delta r_{ка} \approx 20$ м для радиуса орбиты $r_{ка} \approx 1$ км. Теперь же, при значении $r_{ка} \approx 4$ км, они уменьшатся в ≈ 16 раз и примут абсолютную величину, равную $\delta r_{ка} \approx 1,3$ м. При $r_{ка} \approx 4$ км возмущения, вызванные Солнцем, будут такими же.

Следовательно, в области рабочих орбит ИСА АПОФИС с радиусом от 1 до 4-х километров при допустимых ошибках координат в немногие десятки метров, можно не считаться с возмущениями, возникающими как за счет неправильности фигуры астероида, так и вследствие влияния небесных тел Солнечной системы. Поэтому в таких случаях можно считать указанные орбиты кеплеровыми и резко упрощать выполнение различных операций управления. Примером таких операций может служить определение орбиты ИСА по наземным или бортовым траекторным измерениям.

На этом можно закончить рассмотрение специфики практической динамики орбиты ИСА. Стоит лишь добавить, что влиянием остальных небесных тел солнечной системы заведомо можно пренебрегать, поскольку для самого массивного тела – Юпитера – значение гравитационного параметра $\mu_{юп}$ примерно на три порядка меньше величины μ_c , а удаление от астероида – примерно в 5 раз больше величины a_u .

Выводы

Проведенный анализ проявил специфику существования искусственного спутника малого астероида. Особенности динамики ИСА являются весьма малые значения ускорения и скорости, характеризующие его полет по орбите. Однако, тем не менее, показано, что перенос обычных принципов расчета полета ИСЗ на случай ИСА возможен и выполнен.

Дается методика количественной оценки основных кинематических параметров полета ИСА

с учетом возмущений текущих координат ИСА, основанная на определении сферы тяготения астероида. Продемонстрировано, что в ряде прикладных задач баллистического обеспечения миссии посещения малых астероидов достаточно принимать в расчет возмущения, вызываемые лишь неправильной фигурой астероида и влиянием Солнца.

Как пример применения методики, определена область устойчивых орбит миссии исследования АПОФИСА, в которой они достаточно хорошо представляются кеплеровыми орбитами и не требуют стабилизирующих коррекций орбиты за время проведения миссии в течение десятка лет.

Полученные результаты могут использоваться в баллистическом обеспечении миссий посещения малых тел солнечной системы, предпринимаемых с целью исследования или направленного воздействия на них.

Библиографический список

1. Ломакин И.В. Астероидная опасность, реальные проблемы и практические действия./ И.В.Ломакин и др.// Вестник ФГУП НПО им. С. А. Лавочкина .- 2009.- №1.-С. 53-62
2. Chesley S. R. 2006. Potential impact detection for near-Earth asteroids, The case of 99942 Apophis(2004 MN₄)./ S. R.Chesley //I Proceeding IAU Symposium 229th, 2005, Cambridge University press, Cambridge, 2006- p. 215-228.
3. Edward T.Lu. Love, 2005, Gravitational tractor for towing asteroids/ T.Lu. Edward, Stanley G.// Nature.- vol. 438/10, November.-p.177-178.
4. Иванов Н. М. Баллистика и навигация космических аппаратов/ Н.М.Иванов, Л.Н.Лысенко.- М.: Дрофа, 2004.- 544с.
5. Бакитько Р.В. Радиосистемы межпланетных космических аппаратов/ Р.В.Бакитько и др. ;под ред. А.С.Винницкого .- М.: Радио и Связь, 1993.- 328с.
6. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли./ П.Е. Эльясберг .- М.: Наука, 1965.- 540с.

Памятка автору

1. К публикации в журнале «Вестник ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие профилю журнала. Статья должна быть подписана всеми авторами. Все страницы должны быть пронумерованы. К статье необходимо приложить оформленные: соглашение о передаче авторских прав и акт экспертизы.
2. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности: индекс УДК; название статьи; инициалы и фамилии авторов; ученое звание и ученая степень каждого из авторов; место работы (полное название организации, город, страна, E-mail, телефон), должность; краткая аннотация (не более 5-7 строк); ключевые слова (5-6 слов); аннотация с названием статьи и фамилиями авторов, ключевые слова на английском языке; основной текст; библиографический список.
3. Рукопись статьи предоставляется в двух экземплярах, напечатанных на лазерном принтере на одной стороне стандартного листа формата А4.
4. Набирать текст необходимо в MS Word, используя стандартные шрифты TimesNewRoman (размер 14) и Symbol, через полтора интервала. Поля со всех сторон 25 мм.
5. Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул MathEquation или встраиваемый формульный процессор MathType. Формулы в тексте должны быть напечатаны без дополнительных интервалов между строками текста. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
6. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
7. Элементы библиографического списка должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания и количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.
8. Подписи к рисункам выполняются на отдельной странице, также включенной в общую нумерацию текста статьи.
9. Каждый рисунок распечатывается на отдельной странице, внизу которой указываются его порядковый номер, автор и название статьи.
10. Графический материал только в черно-белом изображении должен быть четким и не требовать перерисовки.
11. Таблицы должны иметь названия, их следует прилагать после статьи каждую на отдельной странице.
12. К статье следует приложить диск с файлами: текста статьи, таблиц, подписей к рисункам и самих рисунков (изображение выполняется в форматах jpeg или tiff с разрешением не менее 300 dpi), аннотации статьи на русском языке, аннотации с названием статьи и фамилиями авторов на английском языке, сведений об авторах.
13. В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью); место работы (полное название организации, город, страна), должность; ученое звание и ученая степень каждого из авторов, аспирант или соискатель ученой степени; домашний адрес с указанием почтового индекса и страны; домашний и служебный телефоны (с кодом города); E-mail.

Издатель
Ордена Ленина, дважды орденов Трудового Красного Знамени
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Редактор *Ефанов ВВ.*
Технический редактор *Шевалев И.Л.*
Корректор *Качанова Р.А.*

Подписано в печать 12.11.09. Формат 60x84 /8.
Бумага офсетная. Печать офсетная. Объем 7,5 печ.л.
Тираж 500 экз. Зак. 1899

Отпечатано с готового оригинал-макета
в типографии ООО «Полиграф-Информ»,
ПЛД № 42-17 от 16.09.98.
248021, г. Калуга, ул. Московская, 247. Тел. 55-99-31.



ВЕГА

15 ДЕКАБРЯ 1984

Запуск автоматической межпланетной станции "Вега-1" для исследования планеты Венера и кометы Галлея. 11 июня 1985 года автоматическая межпланетная станция "Вега-1" подлетела к Венере, было проведено отделение спускаемого аппарата. Проведены исследования атмосферы и поверхности планеты Венера со спускаемого аппарата, исследование циркуляции атмосферы планеты аэростатным зондом. Осуществлена посадка на ночную сторону Венеры, бурение грунта и определение его элементного состава. 06 марта 1986 года межпланетная станция "Вега-1" сблизилась с ядром кометы Галлея. Впервые получены изображение ядра кометы, данные по химическому составу, изучено взаимодействие кометной плазмы с солнечным ветром.

21 ДЕКАБРЯ 1984

Запуск автоматической межпланетной станции "Вега-2" для исследования планеты Венера и кометы Галлея. 15 июня 1985 года автоматическая межпланетная станция "Вега-2" подлетела к Венере, было проведено отделение спускаемого аппарата. Продолжены исследования атмосферы и поверхности планеты Венера со спускаемого аппарата, исследование циркуляции атмосферы планеты аэростатным зондом. Осуществлена посадка на ночную сторону Венеры, продолжены контактные исследования элементного состава грунта Венеры. 09 марта 1986 года межпланетная станция "Вега-2" сблизилась с ядром кометы Галлея. Получено изображение ядра кометы, данные по химическому составу, изучено взаимодействие кометной плазмы с солнечным ветром.



ГРАНАТ

1 ДЕКАБРЯ 1989

Запуск искусственного спутника Земли - астрофизической обсерватории "Гранат", работающий в рентгеновском и гамма диапазонах электромагнитного излучения. Впервые построено изображение центра Галактики с высоким разрешением, зарегистрированы координаты источников гамма всплесков и их спектры. Открыты и изучены 3 ярчайших рентгеновских "Новых". Зарегистрирован первый в нашей Галактике источник, дающий направленные выбросы, видимая скорость движения которых превышает скорость света.



Лунный спутник

Технологическая станция

Взлетно-посадочная зона

Телекоммуникационная станция

Исследовательский луноход с большим радиусом действия

Энергетическая станция

Многофункциональная научная станция

ПРОЕКТ "ЛУННЫЙ ПОЛИГОН"