

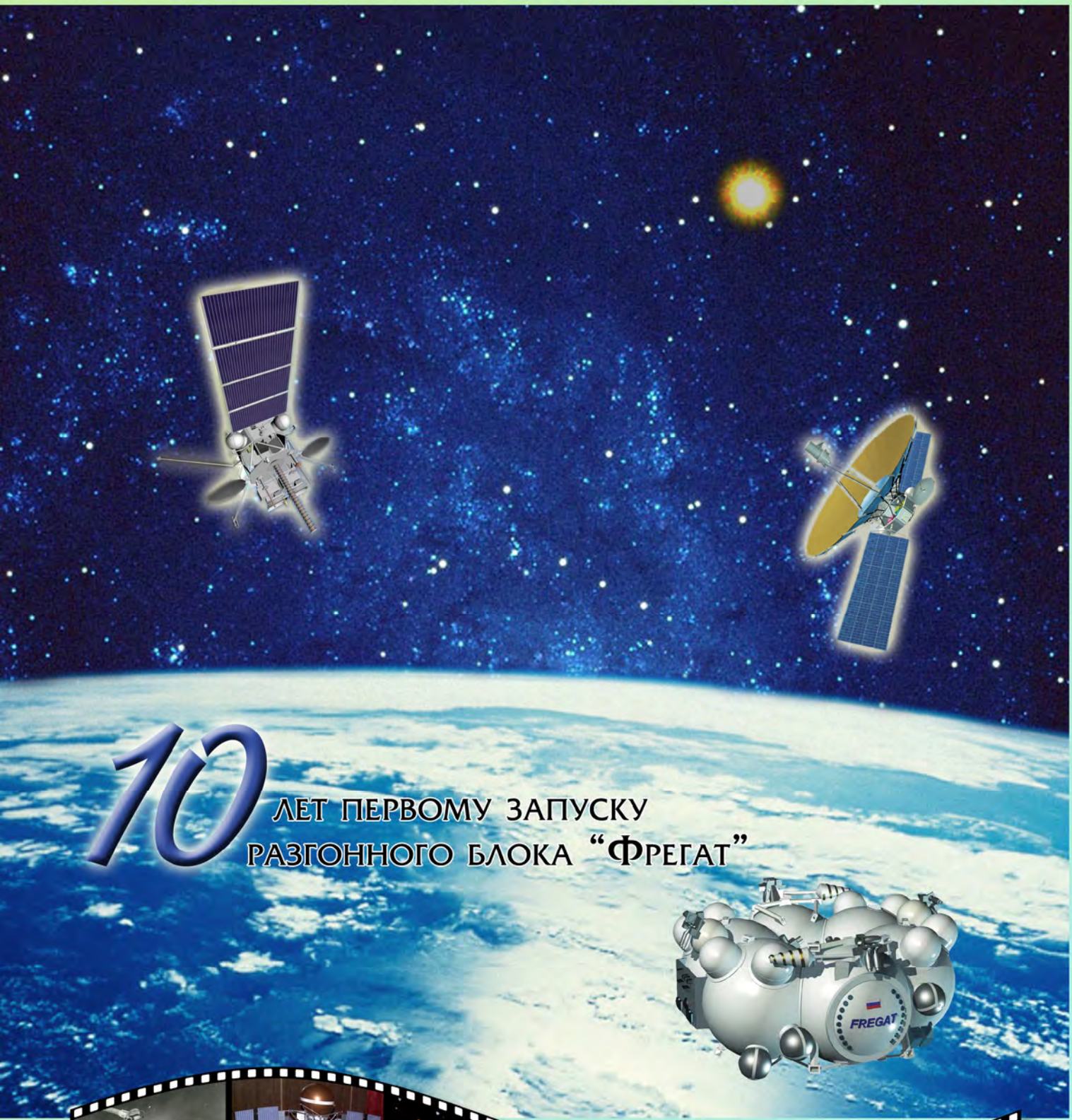
№1 | 2010

ВЕСТНИК

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ



ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина" ISSN 2075-6941



10

ЛЕТ ПЕРВОМУ ЗАПУСКУ
РАЗГОННОГО БЛОКА "ФРЕГАТ"



45

ЛЕТ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ
НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА

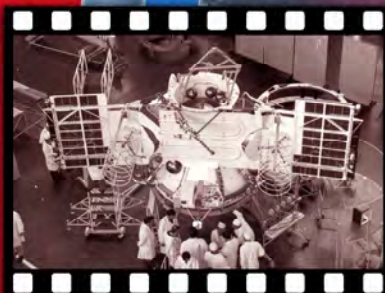
12 апреля - день космонавтики



2 марта 1965 г. Постановлением
ЦК КПСС и Совмина СССР завод
им. С.А. Лавочкина был передан
в ведение Министерства общего
машиностроения. Главным
конструктором назначен
Г.Н. Бабакин.

Администрация и профсоюзный
комитет НПО им. С.А. Лавочкина
поздравляют коллектив
предприятия с профессиональным
праздником -
Днем космонавтики.

Каждый из сотрудников нашего
предприятия внес свой вклад в общее
дело на благо фундаментальной науки
и научно-технического прогресса.
Достижения в космической отрасли -
это результат ежедневного
самоотверженного труда многих
тысяч специалистов и рабочих,
профессионалов своего дела.



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. *Мошечев 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. *Хартов В.В.* – 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.*
д.т.н., профессор *Полищук Г.М.*
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

Потехин С.Г. Калужскому филиалу НПО им. С.А. Лавочкина – 20 лет	3
Добросовестнов К.Б., Афонин С.А. Особенности проектирования и математического моделирования отдельных силовых элементов КА, разрабатываемых Филиалом НПО им. С.А. Лавочкина.....	10
Симонов А. В. Использование орбиты ожидания у Марса для полета к Главному поясу астероидов.....	14
Котомин А.А., Душенок С.А., Ефанов В.В., Трапезников М.А., Козлов А.С., Горовцов В.В. Критические диаметры детонации взрывчатых материалов, используемых в системах разделения космических аппаратов	24
Давыдов А.Н. Оценка среднего срока службы радиоэлектронной аппаратуры при учете ресурсных ограничений.....	32
Хохлачев Е.Н. Оптимизация затрат при обеспечении живучести наземных объектов системы управления спутниками.....	36
Пригода Б.А. Конструкционный синтез спиральных антенн.....	42
Петросян Л.В., Мнацаканов А.М. Математическая модель движения опоры посадочного аппарата по поверхности кратера планеты ...	50
Ловцов Д.А., Карпов Д.С. Динамическое планирование навигационных определений объектов ракетно-космической техники в АСУ лётными испытаниями	53

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@Laspaceru

Адрес в интернете: <http://vestnik.laspaceru>



COSMONAUTICS and ROCKET ENGINEERING

Scientific and Technical Quarterly journal published since 2009 year

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.

Shevalev I.L.

Editorial Council

Khartov V.V., Doctor of Engineering – 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

Polishchuk G.M., Doctor of Engineering, Professor

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

Potechin S.G. Kaluga branch of Lavochkin Association is celebrating its 20 th Anniversary.	3
Dobrovestnov K.B., Afonin S.A. Special features of designing and mathematical simulating of some SC force elements, developed by the Lavochkin Association affiliate	10
.....	
Simonov A. V. Using the orbits of Mars artificial satellite for flight to Main Belt Asteroids.	14
Kotomin A.A., Dushenok S.A., Efanov V.V., Trapeznikov M.A., Kozlov A.S., Gorovtsov V.V. CRITICAL DIAMETERS OF DETONATION OF EXPLOSIVE MATERIALS, USED IN SC SEPARATION SYSTEMS.	24
.....	32
Davydov A.N. Estimation of mean life time of radio-electronic equipment with resources limitation account	36
Khokhlachev E.N. COST OPTIMISATION WHILE PROVIDING SURVIVABILITY OF GROUND OBJECTS OF SATELLITE CONTROL SYSTEM.....	42
Prigoda B.A. Construction sintes of spiral antennas.	50
Petrosyan L.V., Mnatsakanov A.M. MATHEMATICAL MODEL OF LANDER'S SUPPORT LEG MOTION ON SURFACE OF A PLANETARY CRATER.....	53
Lovtsov D.A., Karpov D.S. Dynamic planning of navigation definitions of missile and space technology objects in the Computer flight testing system...	

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.laspacespace.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@laspacespace.ru

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

Калужскому филиалу НПО им. С.А. Лавочкина – 20 лет

С.Г. Потехин



ПОТЕХИН

Сергей Геннадьевич

директор-главный конструктор
Филиала ФГУП «НПО им. С.А.
Лавочкина»,

профессор, доктор технических наук,
академик МОО «РАКЦ»

E-mail: npo-lavochkina@yandex.ru

Статья посвящена 20-летию филиала ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, его истории, достижениям, перспективам.

Ключевые слова: Калуга; филиал; космический аппарат; Ковтуненко.

Kaluga branch of Lavochkin Association is celebrating its 20th Anniversary. S.G. Potekhin

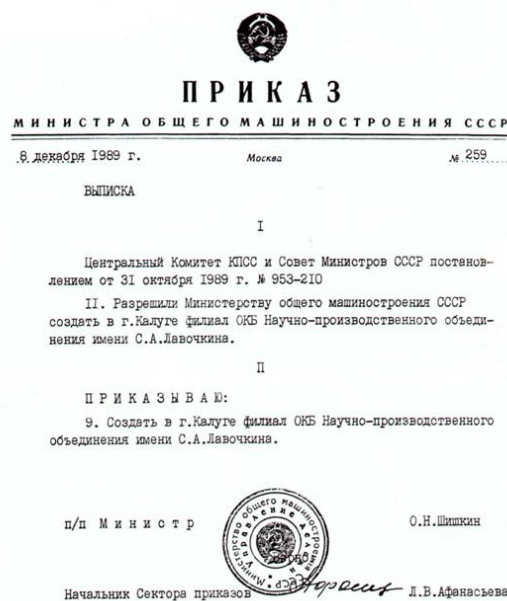
The article refers to the 20th Anniversary of Kaluga branch – its history, progress and prospects.

Key words: Kaluga; branch; spacecraft; Kovtunenکو.

Калуга – старинный город, отсчитывающий свою историю с XIII века, расположенный в 180-ти километрах к юго-западу от Москвы. С ним тесно связаны жизнь и деятельность многих замечательных людей, в том числе выдающихся ученых XX века – Константина Эдуардовича Циолковского и Александра Леонидовича Чижевского. Именно благодаря этим деятелям науки, внесшим огромный вклад в развитие отечественной космонавтики, за Калугой прочно закрепилось название «колыбель космонавтики». Наверное, поэтому совсем не случайно руководство Научно-производственного объединения им. С.А. Лавочкина во главе с генеральным директором - главным конструктором В.М. Ковтуненко в связи с наращиванием производства и необходимостью решения насущных инженерно-технических вопросов в свое время выбрало Калужскую область местом для расположения завода по производству космической техники. С другой стороны, на принятие такого решения повлияло и наличие в регионе хорошо развитой машиностроительной и приборостроительной промышленности, научных организаций с высоким интеллектуальным потенциалом. Предполагалось строительство завода с 5-тысячным коллективом и 15 тысячным городом космонавтики.

Объединенными усилиями НПО им. С.А. Лавочкина, обкома КПСС и облисполкома Калужской области прошли сложный путь в различных организациях страны.

В результате было получено положительное решение о строительстве в городе Калуге нового завода. Решение ЦК КПСС и Совета Министров СССР за №953-210, предписывающее Министерству общего машиностроения СССР начать строительство завода по производству космической техники в г. Калуге, было принято 31 октября 1989 г.



Приказ о создании Филиала

Хотя строительство нового завода по экологическим соображениям поначалу было воспринято руководством города и области неоднозначно, общественное мнение удалось убедить в значимости нового объекта. Неоценимую помощь в получении положительного решения руководства области и города Калуга по строительству завода оказал бывший начальник отдела промышленности и транспорта г. Калуги Николай Георгиевич Корнюшенков. Впоследствии с приходом на работу в филиал НПО им. С.А. Лавочкина именно он стоял у истоков формирования нового производственного и научного коллектива.

На первой стадии было решено создать в г. Калуге филиал ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина с размещением его на территории воинской части. Был создан коллектив, ветхие здания военного городка отремонтированы, и филиал начал производственную деятельность.

Основными направлениями деятельности филиала ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина стали:

1. Разработка программно-алгоритмического обеспечения систем управления и обработки научной информации космических аппаратов.
2. Разработка, изготовление элементов научной аппаратуры и наземного технологического оборудования.
3. Математическое моделирование процессов взаимодействия посадочных аппаратов с поверхностью планет.

4. Разработка и изготовление медицинского оборудования на основе озона и УФ-излучения для борьбы с внутрибольничными и внутрипроизводственными факторами.

За время своего существования Калужский филиал ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина прошел определенные этапы развития. С 1989 по 1991 год филиал возглавлял И.Г. Ханин, очень много сделавший для организации его деятельности на начальном этапе.

Тогда же для решения основной задачи по строительству нового завода была создана комиссия для выбора специальной площадки на территории области. При этом тщательно анализировались энергетические, транспортные, трудовые ресурсы, шли поиски территории с учетом строительства градообразующего предприятия на 15 тысяч человек.

После тщательного изучения представленных на обсуждение документов с участием секретаря обкома КПСС Уланова Г.И., председателя облисполкома Стеликова А.И., представителей головного предприятия НПО им. С.А. Лавочкина, горкома КПСС, ведущих служб города и области в обкоме КПСС было принято решение о выделении строительной площадки на правом берегу реки Оки в районе деревни Пучково.



Представители коллектива лавочкинцев (химчане и калужане) в период становления Калужского филиала. Второй слева - первый директор Филиала Ханин И.Г.

Параллельно с намеченным строительством завода рассматривался вопрос по строительству в Калуге производственного корпуса со всеми службами и подразделениями на 800 человек. Его решение было найдено в передаче в ведение НПО им. С.А. Лавочкина строящегося завода медицинской техники Министерства здравоохранения. В этом направлении руководством головного предприятия и его филиала также была проделана большая работа, и в 1989 году началось строительство. К сожалению, в связи со сложившейся социально-экономической ситуацией в стране она не была закончена.

Тем не менее, филиал ежегодно наращивал темпы развития, а предприятие в установленные сроки выполняло сложные задачи. Работавшие на предприятии сотрудники были обеспечены всей необходимой техникой, в том числе и компьютерной.

Коллектив филиала складывался из сотрудников, пришедших с ведущих научно-производственных предприятий города. Более того, на первоначальном этапе становления предприятия для работы в филиал приглашались работники ракетно-космической отрасли из многих городов страны, в том числе Новосибирска, Днепропетровска, Челябинска. В филиале были открыты научно-технические лаборатории, где проводились многочисленные исследования и эксперименты по физике, химии, математике. Здесь работали ведущие специалисты космической отрасли, а с ними вместе приобретали опыт и молодые ученые.

Филиал всегда заботился о новых кадрах. В связи с этим поддерживалась тесная связь со школами и ВУЗами города. В качестве структурного подразделения был создан научно-образовательный центр, а на его базе появился первый в Калуге компьютерный класс, оснащенный самой современной техникой. На занятия в него приходили школьники старших классов и студенты, для всех желающих были организованы компьютерные курсы.

В период становления предприятия (1990 г.) на базе научно-образовательного центра при КФ МГТУ им. К.Э. Баумана была организована кафедра «Системы автоматического управления КА». Совместно с учеными филиала НПО им. С.А. Лавочкина студенты кафедры готовили дипломные проекты, их защита проходила на предприятии. Лучшие из выпускников становились молодыми специалистами и оставались работать в филиале. Таким образом, предприятие готовило и обеспечивало себя высококлассными кадрами.

Руководство филиала наладило прочные деловые связи с другими предприятиями областного центра. В их числе Калужский турбинный завод, Калужский моторостроительный завод, ряд предприятий промышленной связи, радиоэлектроники, научные организации и ВУЗы. Дирекция филиала получала поддержку со стороны администрации города и области.

Основные направления работы филиала нашли отражения в темах: «Фобос-грунт», «Электро», «Фрегат», «Аркон», «Спектр».

Активными участниками всех работ в период становления и развития филиала были: И.Л. Озерных, П.В. Ким, В.В. Завьялов, В.П. Богданов, В.К. Игнатов, Э.А. Солдатенко, И.Н. Кремнев, В.В. Двухерстнов, Н.В. Арбузова, Г.М. Примак, И.М. Андреева и другие.

В 1991 году И.Г. Ханин был выдвинут на работу заместителем губернатора области, и директором филиала становится его первый заместитель П.В. Ким, зарекомендовавший себя грамотным специалистом и хорошим руководителем.

Однако в связи с экономической перестройкой предприятие оказалось в сложной ситуации. К сожалению, директору филиала не удалось найти должных путей выхода из сложившейся тяжелой



Директор Филиала с 1991-1998 гг. Ким П.В.(справа) и первый заместитель генерального конструктора НПО им.С.А.Лавочкина Кремнев Р.С.

обстановки. В результате предприятие потеряло набранный темп, упали экономические показатели, снизился объем заказов на работу и обеспечение материалами. Все это привело к оттоку специалистов, численность работающих на предприятии составляла в то время всего 50 человек.

Тем не менее, филиалу удалось в период нестабильной экономической ситуации 90-х годов сохранить основной состав высококлассных специалистов, не утратить наработанный научный потенциал, остаться верным традициям, заложенным при основании филиала в г. Калуге. Дополнительно в рамках конверсионной деятельности предприятием был освоен и налажен выпуск товаров народного потребления.

В этот сложный период руководством головного предприятия во главе с генеральным конструктором – генеральным директором С.Д. Куликовым после обсуждения кандидатур, с учетом предложений работников филиала, принимается решение о моем назначении директором – главным конструктором филиала.

С этого момента начинается по существу третий этап деятельности предприятия: изыскивается финансирование, налаживается электроснабжение, формируется портфель заказов, загружаются мощности, работники обеспечиваются заработной платой.

В это нелегкое время филиалу в Калуге активно помогли руководители НПО им. С.А. Лавочкина – С.Д. Куликов, его заместители А.А. Моишеев, В.М. Романов, М.И. Извольская, К.И. Михалевский, И.И. Боровицкий, К.М. Пичхадзе, А.М. Баклунов.



**Директор–Главный конструктор Филиала
С.Г. Потехин (в центре)**

Коллектив филиала НПО им. С.А. Лавочкина г. Калуга принимает участие в важнейших разработках головного объединения и накопил определенный опыт решения поставленных перед ним задач.

В 1996 году филиал НПО им. С.А. Лавочкина г. Калуга проделал большую работу в разработке одного из самых актуальных направлений космонавтики - программе «Марс -96».

Исследование планеты автоматическими космическими аппаратами по программе «Марс-96» предполагало использование внедряемых в группу исследовательских зондов (пенетраторов) для изучения свойств планеты и ее подповерхностного слоя. Принципиально новым элементом в данном проекте стали пенетраторы. Их целью было обеспечение доставки научной и служебной аппаратуры на поверхность Марса, снижение в атмосфере, внедрение в поверхность, проведение научных исследований на поверхности и на глубине внедрения, а также передача результатов исследования на орбитальный аппарат для ретрансляции на Землю.

По данной программе филиалом были проведены конструирование и изготовление стендов обезвешивания КА, разработка, конструирование и изготовление пенетратора и малых станций.

С 1998 года на НПО им. С. А. Лавочкина с привлечением организаций ЦТГ "ТрансСофт" (г. Москва) и ФГУДП Калужское ОКБ НПО им. С. А. Лавочкина проводились работы по теме «Аркон», включающие в себя разработку и изготовление опытных образцов и наземную отработку пневмораскрываемых тонкопленочных конструкций различного назначения.

В филиале прорабатывались следующие варианты СТК:

- Пневмораскрываемые тонкопленочные конструкции с принудительным наддувом.
- Пневмораскрываемые тонкопленочные конструкции за счет остаточного воздуха.

Одним из основных элементов комплексных космических исследований планет и их спутников является непосредственное изучение образцов грунта планет, отобранных с их поверхности и нижележащих пластов. В связи с этим осуществляется изготовление конструкций по документации НПО им. С.А. Лавочкина и собственной документации, подготовка и проведение испытаний отдельных узлов, в частности бурового инструмента по программе подготовки полетного КА для забора грунта с поверхности Фобоса.

По теме «Фобос-грунт» Калужское ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина вело работы по созданию различных

типов грунтозаборных устройств, способных функционировать в составе посадочного модуля на поверхности Фобоса – спутника Марса.

Сотрудниками филиала НПО им. С.А. Лавочкина был проделан большой объем работ по созданию и изготовлению макета перелетного модуля (ПМ) миссии Фобос-грунт (рисунок 1), была разработана математическая модель забора грунта Фобоса.

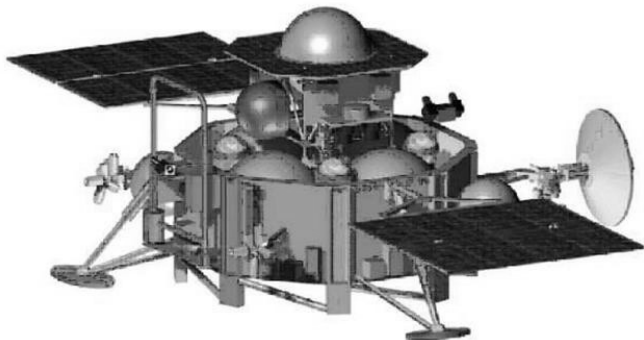


Рисунок 1. Макет ПМ Фобос – Грунт

Одной из разработок филиала является Стенд обезвешивания солнечных батарей (СО СБ), предназначенный для испытаний солнечных батарей (СБ) на раскрытие в составе космического аппарата (КА).

Филиалом НПО проводились работы по разработке, изготовлению и поставке систем безопасности для атомных электростанций, в частности, разгрузочных устройств (не применяемых ранее в мировой практике) для блока №1 АЭС «Бушер» Иран, по заказу ЗАО «Атомстройэкспорт».

Разгрузочные устройства (РГУ) входят в состав локализирующих систем блока №1 АЭС «Бушер». Они предназначены для физического разделения необслуживаемой зоны (НЗ) и зоны ограниченного доступа (ЗОД) при нормальных условиях эксплуатации и для защиты внутренних строительных конструкций от превышения допустимого перепада давления между НЗ, зоной реактора и ЗОД в здании при возникновении аварий коммуникаций с теплоносителями.

Ухудшение экологической обстановки на Земле привело к значительному росту инфекционных заболеваний. Это в свою очередь заставило обратить внимание коллектива филиала на разработку и внедрение новых эффективных технологий в медицине.

Созданный Филиалом НПО им. С.А. Лавочкина озонатор «Деконт-2» впервые в России получил разрешение Минздрава РФ на производство. Он обеспечивает:

- 100 % дезинфекцию воздуха обрабатываемого помещения и эффективное подавление микрофлоры по поверхностям;
- дезодорацию воздуха (рисунок 2).

Облучатель бактерицидный ультрафиолетовый безозонный рециркуляторный "ЭКОТОН" (ОВ-УФ), разработанный и внедренный филиалом НПО им. С.А. Лавочкина г. Калуга, обеспечивает:

- предотвращение распространения инфекций воздушно-капельным путем, в том числе туберкулезных;
- обеззараживает воздух в присутствии людей в любых помещениях (медицинских, спортивных, учебных, производственных, офисных).

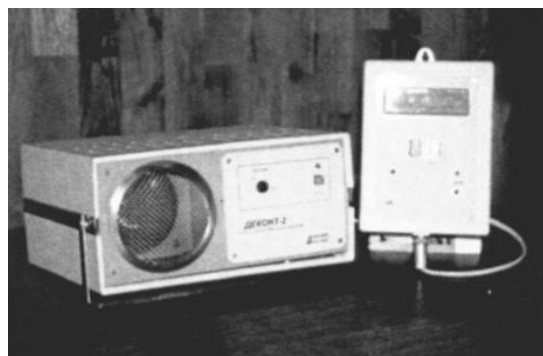


Рисунок 2. Озонатор «Деконт 2»

За годы своего существования в Калуге филиал НПО имени С.А. Лавочкина стал играть значительную роль в научной, общественной и образовательной жизни Калуги.

На базе филиала в 2003 году создан научный центр Калужского Регионального Отделения Российской Академии Космонавтики им. К.Э. Циолковского. Он является составляющей частью научно-общественной организации, проводящей исследовательскую работу и решающей задачи использования накопленного в космонавтике научно-технического, социально-экономического и интеллектуального потенциала в интересах развития России и регионов.

Филиал проводит большую научно-образовательную деятельность совместно с Калужским филиалом МВТУ им. Н.Э. Баумана, Калужским Государственным педагогическим университетом им. К.Э. Циолковского, Калужским филиалом Сельскохозяйственной Академии им. К.А. Тимирязева, Калужским филиалом Северо-Западной академии государственной службы, со школами города и Клубом юных космонавтов, школой космического образования.

Это сотрудничество заключается в проведении разнообразных совместных мероприятий по пропаганде космических достижений и исследовательской деятельности.

Особое внимание в своей работе с городскими школами филиал НПО обращает на поиск активных



Встреча с космонавтами

форм работы со школьниками в целях совершенствования их подготовки.

В условиях современного научно-технического прогресса подготовка в учебных заведениях должна включать знания классических и новейших методов применения научных исследований, умение использовать те или иные из них в зависимости от сложности решаемой проблемы и реальных условий практической работы.

Эту деятельность филиал проводит с учебными заведениями города, принимая участие в организации научно-исследовательской работы школьников и студентов в рамках научных Чтений К.Э. Циолковского, молодежных Чтений А.Л. Чижевского, сотрудничая с управлением и министерством образования, Центром космического образования, Клубом юных космонавтов.

Одной из своих основных задач в образовательной сфере филиал считает обучение школьников правильному ведению НИР для последующей их подготовки в вузы. Поэтому несколько лет назад филиал осуществил подготовку и издание руководства по научно-исследовательской работе в школе и её оформлению. Одним из авторов этой книги стал тесно сотрудничавший с филиалом доктор медицинских наук, академик Лазерной Академии наук РФ, действительный член Российской Академии космонавтики имени К. Э. Циолковского Василий Васильевич Завьялов. Им

же была выдвинута идея создания в Калуге Центра космического образования, разработана структура, функции и другие основополагающие документы. При активной поддержке филиала такой центр был в городе создан.

Филиал НПО имени С.А. Лавочкина является непременным участником всех проходящих в Калуге мероприятий по космической тематике. Благодаря своей большой работе по пропаганде и популяризации отечественных космических достижений он выполняет очень важную просветительскую миссию, значимость которой достаточно сложно переоценить.

В своей работе руководство и коллектив предприятия пользуются поддержкой Губернатора области А.Д. Артамонова, руководителей профильных министерств, органов законодательной и исполнительной власти.

Сегодня в филиале сложился квалифицированный стабильный коллектив специалистов. В их числе заместитель главного конструктора С.А. Суслов, заместитель директора А.С. Матвеев, И.С. Шальнов; конструкторы В.И. Скорый, А.А. Букин, В.Л. Ремезов, Р.А. Никитушкин, К.Б. Добросовестнов, Е.В. Власенков, А.В. Артемьев, С.В. Рыженкова, Е.В. Рыков, А.А. Мельников; сотрудники Т.Н. Петракова, Л.В. Цибулькина, Л.А. Болдачева, В.П. Лукьянов, Е.В. Сушков и многие другие.



Коллектив филиала

Уверенность в работу коллектива филиала вселяет внимательное отношение к предприятию руководства НПО им. С.А. Лавочкина, которое ставит перед филиалом сложные задачи по разработке и выпуску космической техники, по созданию нового

математического направления. Для их решения в перспективе предполагается довести численность сотрудников предприятия до 300 человек. Есть полная уверенность, что коллектив предприятия с честью справится с решением поставленных задач.



Особенности проектирования и математического моделирования отдельных силовых элементов КА, разрабатываемых Филиалом НПО им. С.А. Лавочкина

К.Б. Добросовестнов, С.А. Афонин



ДОБРОСОВЕСТНОВ
Константин Борисович
начальник бюро Филиала ФГУП
«НПО им. С.А. Лавочкина»,
аспирант, E-mail:
npo-lavochkina@yandex.ru



АФОНИН
Сергей Алексеевич
конструктор Филиала ФГУП
«НПО им. С.А. Лавочкина»
E-mail:
npo-lavochkina@yandex.ru

На примере последних работ Филиала ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина представлены основные задачи, решаемые в процессе проектирования КА. Основное внимание уделено проблемам прочности и жесткости создаваемых вновь конструкций.

Ключевые слова: Калуга; проектировочные расчеты; наземная отработка.

Special features of designing and mathematical simulating of some SC force elements, developed by the Lavochkin Association affiliate. K.B. Dobrosvestnov, S.A. Afonin

The article describes main tasks solving in the SC designing process in the Kaluga branch of FSUE "Lavochkin Association" by example of last projects. The problems of strength and rigidity of new constructions are devoted much attention.

Key words: Kaluga; projecting calculations; earth-based tryout.

Создание современных конструкций, удовлетворяющих требованиям прочности, жесткости, термостабильности и минимизации по массе невозможно без применения современных методов расчета. В Калужском Филиале НПО им. С.А. Лавочкина в процессе проектирования узлов и агрегатов КА широко используются компьютерные системы анализа статических и динамических характеристик создаваемых изделий. При разработке конструкций Филиалом используются богатый опыт и отработанные методики отдела прочности головного предприятия, наработки Филиала МГТУ им. Н.Э. Баумана г. Калуга, выпускники которого составляют основу коллектива Филиала НПО.

В 2008-2009 году в конструкторском бюро Филиала велась разработка КД с исследованием прочностных и динамических характеристик на элементы летных изделий: модуля целевой аппаратуры КА - ферму оптических приборов (ФОП), несущую конструкцию, экран оптической системы, силовой адаптер ресивера, установки антенно-фидерной системы; проекта ФГ – установка солнечных батарей перелетного модуля; проекта МКА ФКИ ПН2 - панели полезной нагрузки,

установка балки НЧА; изделия РБФ – шар-баллон, переходной отсек; проекта Трибокосмос – тензобалка; проекта МКА «Резонанс». Активно КБ Филиала участвовало в разработке макетов, испытательного оборудования и технологической оснастки. Согласование и решение организационно-технических вопросов проводилось в сотрудничестве с ЦНИИ «Комета», НПЦ «ОЭКН», ЦНИИМАШ.

Подробное изучение напряженно-деформированного состояния, динамических характеристик, тепловых деформаций для различных вариантов используемых материалов было проведено в рамках работ по теме ФОП МЦА. Требования к стабильности размеров фермы в процессе штатной эксплуатации объясняются чувствительностью приборов к изменению взаимного положения и как следствие снижению точности показаний.

Ферма оптических приборов (рисунок 1) представляет собой статически неопределимую конструкцию. Панели приборов - плиты переменной по сечению толщины, усиленные ребрами. Панели жестко зафиксированы между собой болтовыми соединениями.

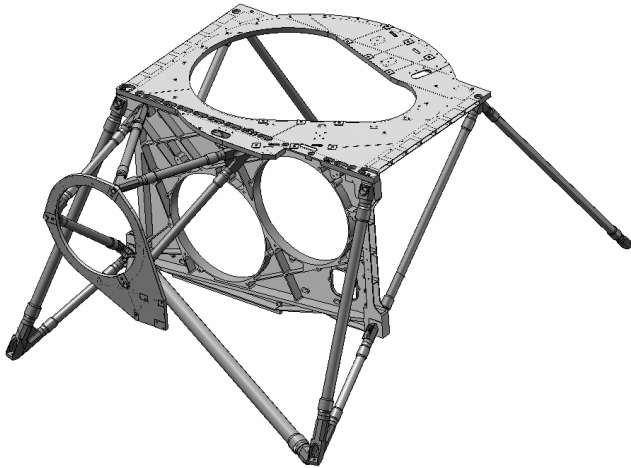


Рисунок 1. Ферма оптических приборов

Были выявлены факторы, влияющие на величину термодформации в системе вследствие нагрева.

Критерии выбора материалов элементов формировались на основе следующих выходных параметров: масса изделия, собственная минимальная частота колебаний фермы (рисунок 2), термостатическое относительное перемещение контрольных точек, максимальное эквивалентное напряжение для перегрузки взлета. В результате работ выпущена КД на ФОП, отвечающая требованиям ТЗ.

Установка солнечных батарей СБ ПМ проекта ФГ предназначена для крепления панелей фотопреобразователей и вспомогательного оборудования (кабелей, датчиков) к каркасу перелетного модуля и для их раскрытия. Конструкция обеспечивает необходимые прочностные и жесткостные характеристики во всех режимах эксплуатации и транспортировки (рисунок 3).

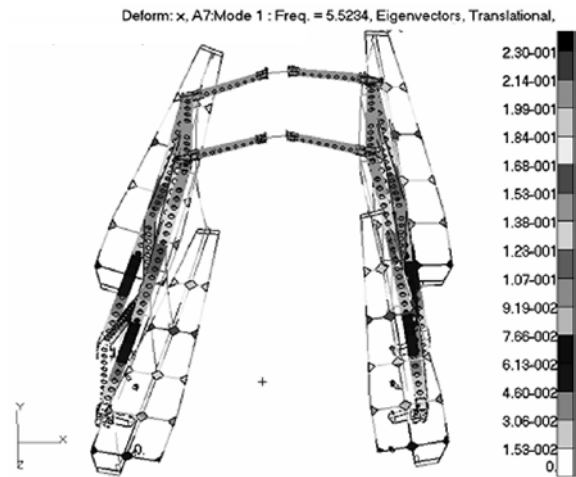
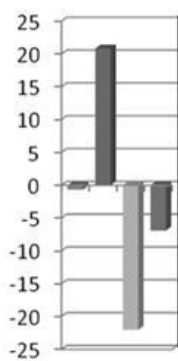


Рисунок 3. Первая форма колебаний установки СБ ПМ ФГ

Фотопреобразователи установлены на струнах каркаса, состоящего из углепластиковых труб. Каркас закреплен на раме через соединительные кронштейны с учетом тепловых и монтажных зазоров. Рама представляет собой статически неопределимую сварную плоскую ферму. Защитный экран служит для предотвращения попадания продуктов сгорания и теплового воздействия от двигателей на поверхность батареи. Он крепится к углепластиковому каркасу через опоры, обеспечивающие его раскрытие при посадке для предотвращения затенения панелей ФП. Полученная конструкция удовлетворяет необходимым требованиям прочности и жесткости.

Типовым узлом многих КА являются выдвижные и раскладные штанги антенн и аппаратуры. Подбор элементов крепления, параметров пружин раскрытия, жесткостей стержней, обеспечивающих

Отношение массы фермы к заданной, %



Спектр собственных частот колебаний фермы, Гц

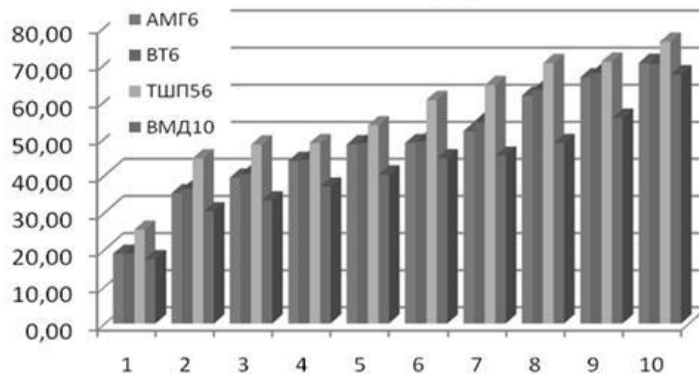


Рисунок 2. Оптимизация параметров ФОП

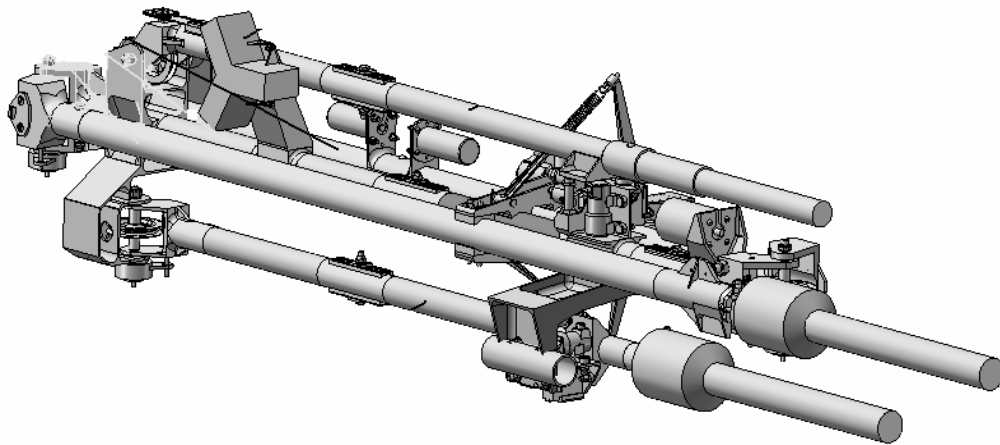


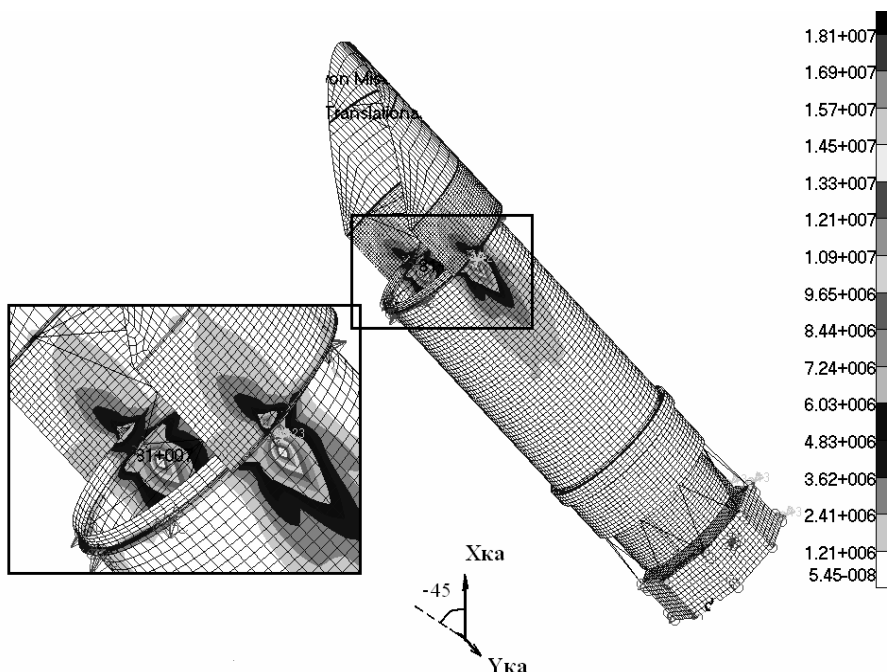
Рисунок 4. Штанга раскладная МКА2 ФКИ

необходимые кинематические характеристики – основные задачи расчета таких конструкций. Трубчатая конструкция стержней с проходящими внутри пружинами растяжения, поставленными с эксцентриситетом, была применена на штангах «Электро» и «МКА ФКИ ПН2». На рисунке 4 изображена конструкция штанги МКА2 ФКИ, длина в раскрытом состоянии более 6 м.

Проектирование оснастки и макетирование является неотъемлемой частью процесса создания КА. Макеты изделий с одной стороны должны соответствовать по размерам реальным конструкциям,

с другой иметь меньшую массу, изготавливаться из недорогих материалов и отвечать требованиям по стабильности геометрии внешних поверхностей, прочности и жесткости.

КБ Филиала разработан антенный макет КА «Спектр УФ» (рисунок 5) для проведения радиоэлектронных испытаний. Требование к конструкции - сохранение формы макета в заданных допусках при испытаниях в условиях поля тяготения Земли во всех положениях подвеса, что обеспечивается снижением массы и применением пространственной силовой схемы.



**Рисунок 5. Антенный макет «Спектр УФ»
Напряженно-деформированное состояние подвес 45°, шкала в Па**

Проект уникального в своем роде стенда бросковых испытаний был подготовлен Филиалом НПОЛ совместно со специалистами КФ МГТУ. Стенд предназначен для отработки амортизации спускаемых аппаратов при ударе о грунт или воду (рисунок 6). Стенд обеспечивает движение СА по вертикальной траектории и под углами до 25° к вертикали, в широком спектре скоростей движения, что обеспечивается применением специальных упругих элементов.

В данный момент на предприятии идет подготовка дополнения к эскизному проекту МКА «Резонанс», предназначенного для исследования процессов резонансного взаимодействия электромагнитного излучения с заряженными частицами магнитосферы Земли. В числе основных задач, стоящих на данном этапе, можно выделить уменьшение массы аппарата, ввод новых технических решений для выдвижных штанг блоков магнитных датчиков. На рисунке 7 представлена расчетная компоновочная модель МКА «Резонанс».

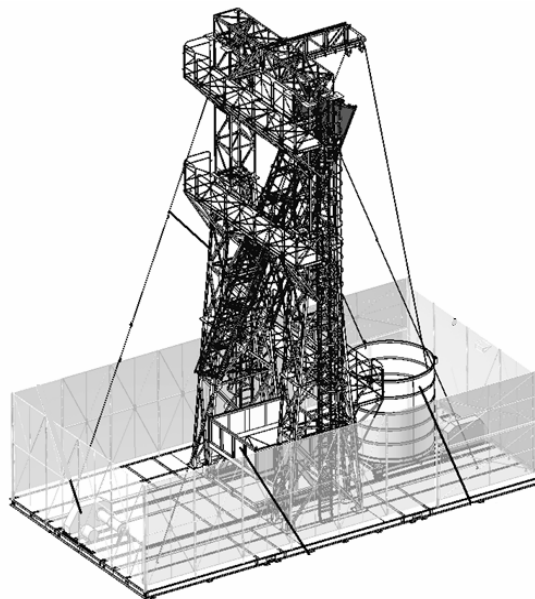


Рисунок 6. Стенд бросковых испытаний

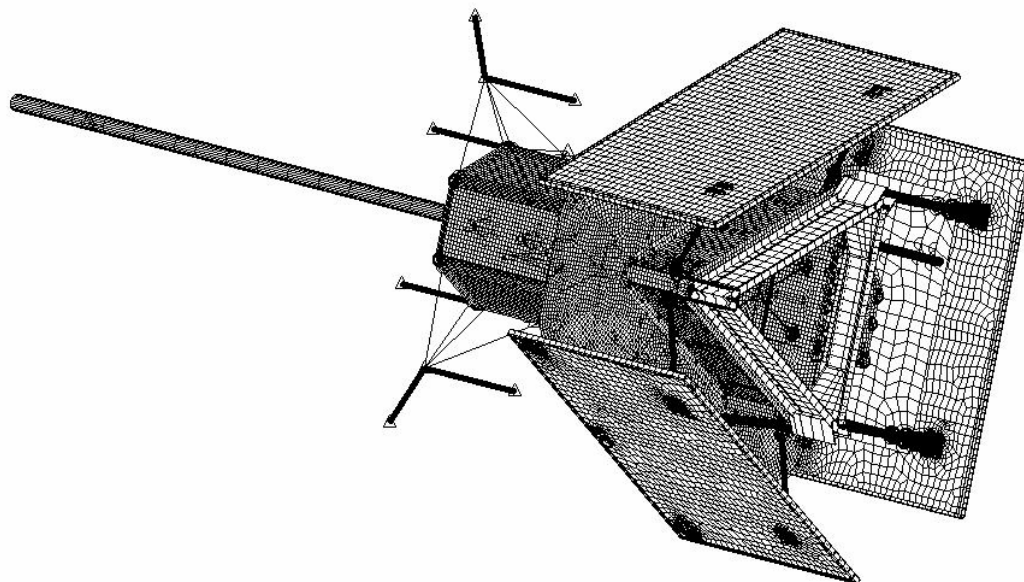


Рисунок 7. Расчетная компоновочная модель МКА «Резонанс»



СИМОНОВ

Александр Владимирович

математик I категории, ФГУП «НПО
им. С. А. Лавочкина», аспирант
E-mail: alex.simonov@laspace.ru

В статье рассматривается схема полета к Главному поясу астероидов с применением орбиты искусственного спутника Марса в качестве орбиты ожидания. Рассматриваются достоинства и недостатки этого варианта по сравнению со схемой прямого перелета.

Ключевые слова: орбита ожидания; межпланетный перелет; астероиды.

Using the orbits of Mars artificial satellite for flight to Main Belt Asteroids. A. V. Simonov

In the work is examined the schematic of the flight trajectory with the use of orbit of artificial satellite of Mars as the parking orbit. The advantages and disadvantages in this version in comparison with the direct transfer trajectories are examined.

Keywords: parking orbit; interplanetary flight; asteroids.

Введение

Известны различные схемы полёта для достижения Главного пояса астероидов (ГПА). Например, прямой перелёт от Земли к этой области; использование гравитационных (активно-гравитационных, с аэродинамическим манёвром и т.д.) облётов планет, включая Землю; попутный облёт астероида при полёте к телам Солнечной системы и другие (проекты «Галилео», «Кассини», «Дип Импакт», «Хаябуса» и пр.).

Использование орбиты ожидания у Марса для дальнейшего полета в Главный пояс астероидов, на первый взгляд, не будет энергетически выгоднее прямого перелета. Увеличивается количество активных маневров, схема полета не соответствует гомановской, являющейся, вроде бы, наиболее оптимальной по затратам характеристической скорости.

При более детальном изучении такой схемы в работе в упрощенной постановке отмечена принципиальная возможность энергетического выигрыша полётов к Главному поясу астероидов через орбиту искусственного спутника Марса (ИСМ) по сравнению с прямыми перелётами Земля – астероид.

Кроме того, траектория Земля – орбита ИСМ – ГПА относится к классу траекторий многоцелевых экспедиций, так как позволяет выполнять исследова-

ния околомарсианского пространства и характеристик астероида с помощью одного КА. Это также является одним из существенных достоинств предлагаемой схемы.

1. Постановка задачи

В общем случае (как для прямого перелета, так и для полета с маневрами у Марса) оптимальной считается траектория, обеспечивающая минимум суммарных затрат характеристической скорости КА на всех участках его перелета к ГПА. Задача расчета ставится в импульсной постановке. В этом случае сумму энергетических затрат V_{Σ} можно записать в виде

$$V_{\Sigma}(\mathbf{X}) = \sum_{i=1}^n V_i(x_k),$$

где $\mathbf{X} = \{x_1, x_2, \dots, x_m\}$ – вектор независимых переменных; V_i – требуемые импульсы скорости на i -м этапе перелета; x_k – один или совокупность элементов вектора \mathbf{X} .

В состав вектора независимых переменных входят времена старта и прилета на межпланетных участках, а также элементы орбит планетоцентрических этапов полета.

При прямом перелете к астероиду энергетические затраты будут определяться выражением:

$$F_1 = \Delta V_{\Sigma}(T_0, T_A, h_{ИСЗ}) = \Delta V_{ИСЗ} + \Delta V_{\infty A},$$

где $\Delta V_{ИСЗ}$ – импульс скорости разгона с орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ); $\Delta V_{\infty A}$ – импульс скорости торможения у астероида; T_0 – момент старта с орбиты ИСЗ; T_A – момент прилета к астероиду; $h_{ИСЗ}$ – высота опорной орбиты ИСЗ;

В ходе перелета с использованием орбит ИСМ

$$F_2 = \Delta V_{\Sigma}(T_0, T_{M1}, T_{M2}, T_A, h_{ИСЗ}, \mathbf{E}_{ИСМ}) = \Delta V_{ИСЗ} + \Delta V_{Торм}^{M1} + \Sigma \Delta V_{ИСМ} + \Delta V_{Разг}^{M2} + \Delta V_{\infty A},$$

где $\Delta V_{Торм}^{M1}$ – импульс выхода на орбиту ИСМ при перелете Земля-Мартс (перехода с гиперболической орбиты подлета на начальную орбиту ИСМ); $\Delta V_{Разг}^{M2}$ – импульс разгона с конечной орбиты ИСМ на гелиоцентрическую орбиту перелета к астероиду; $\Sigma \Delta V_{ИСМ}$ – сумма импульсов, необходимых для маневров перехода и стыковки начальной и конечной орбит ИСМ; T_{1M} – момент прилета к Марсу (при перелете Земля-Мартс); T_{2M} – момент отлета от Марса (при перелете Мартс-астероид); $\mathbf{E}_{ИСМ}$ – элементы орбит начальной, конечной и одной или нескольких промежуточных орбит ИСМ.

При такой постановке задачи схему перелета можно разбить на три этапа:

- перелет Земля – Мартс;
- полет по орбитам ИСМ;
- перелет Мартс – астероид.

В таком случае суммарные энергетические затраты на перелет состоят из суммы импульсов скоростей на каждом из этапов:

$$\Delta V_{\Sigma}(T_0, T_{M1}, T_{M2}, T_A, h_{ИСЗ}, \mathbf{E}_{ИСМ}) = \Delta V_{\Sigma 1}^{3M}(T_0, T_{M1}, h_{ИСЗ}) + \Delta V_{\Sigma 2}^{MA}(T_{M2}, T_A) + \Delta V_{\Sigma 3}^{ИСМ}(T_0, T_{M1}, T_{M2}, T_A, \mathbf{E}_{ИСМ}).$$

При этом $\Delta V_{\Sigma 1} = \Delta V_{ИСЗ}$; $\Delta V_{\Sigma 2} = \Delta V_{\infty A}$;

$$\Delta V_{\Sigma 3} = \Delta V_{Торм}^{M1} + \Sigma \Delta V_{ИСМ} + \Delta V_{Разг}^{M2}.$$

Видно, что $\Delta V_{\Sigma 1}$ зависит только от времени отлета космического аппарата от Земли и прилета его к

Марсу, $\Delta V_{\Sigma 2}$ – от соответствующих временных характеристик перелета Мартс – астероид. Таким образом, выражение для расчета суммарных энергетических затрат можно представить двумя суммами – $\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_{\Sigma(1+2)} + \Delta V_{\Sigma 3}$. Значит, задачу условно можно разделить по отношению к Марсу на «внешнюю» – гелиоцентрические участки перелета (их характеризует $\Delta V_{\Sigma(1+2)}$) – и «внутреннюю» ($\Delta V_{\Sigma 3}$). Конечный участок перелета Земля – Мартс и начальный участок перелета Мартс – астероид являются, соответственно, начальным и конечным участком для решения последней задачи путем стыковки подлетного и отлетного околосолнечного этапов. Поэтому решение задачи можно разбить на две части. Сначала определяются асимптотические скорости подлета к Марсу и отлета с орбиты ИСМ и соответствующие им моменты времени, обеспечивающие минимум $\Delta V_{\Sigma(1+2)}$;

$$\min \Delta V_{\Sigma(1+2)}(T_0, T_A, h_{ИСЗ}) \rightarrow \{V_{M1}^{\infty}, T_{M1}, V_{M2}^{\infty}, T_{M2}\}$$

Исходя из этих условий, считающихся постоянными при решении «внутренней» задачи, находим

$$\min \Delta V_{\Sigma 3}(V_{M1}^{\infty}, T_{M1}, V_{M2}^{\infty}, T_{M2}) \rightarrow \mathbf{E}_{ИСМ}.$$

Таким образом, весь вектор независимых переменных

$$\mathbf{X} = \{T_0, T_{M1}, T_{M2}, T_A, h_{ИСЗ}, \mathbf{E}_{ИСМ}\}$$

будет найден.

2. Оценочный расчет для рассматриваемых схем перелетов

Сначала посмотрим, есть ли принципиальная выгода от использования орбит ИСМ для перелета к астероидам. Для первоначальных расчетов примем следующие упрощающие предположения:

- планеты (Земля и Мартс) и астероиды движутся по круговым гелиоцентрическим орбитам в плоскости эклиптики;
- Главный пояс астероидов представляет собой множество упомянутых тел, движущихся по орбитам радиусом 2.0 – 3.6 а.е.;
- размеры сфер действия планет считаются нулевыми (метод точечных сфер действия);
- гравитация астероида не учитывается, т. е. затраты скорости на торможение КА равны асимптотической скорости его подлета;
- фазы движения планет и астероида не учитываются;

– переходный гелиоцентрический эллипс – траектория Гомана, т.е. перигей и апогей переходного эллипса совпадают со средними гелиоцентрическими радиусами орбит планет (Земли, Марса) и астероида соответственно.

2.1. Расчет прямого перелета

Этот вариант является базовым при сравнении [1]. Траектория оптимального перелета космического аппарата – гомановский полуэллипс. Энергозатраты на перелет V_{Σ} в таком случае складываются из импульса ухода $\Delta V_{ИСЗ}$ с круговой орбиты ИСЗ высотой $h_{ИСЗ}$ при последующем уходе от Земли по касательной к ее орбите, и из импульса $V_{\infty A}$, гасящего скорость КА относительно круговой орбиты астероида.

Пусть космический аппарат уходит с орбиты ИСЗ по геоцентрической гиперболе, имеющей радиус в перигее $r_{ИСЗ} = r_3 + h_{ИСЗ}$. Упрощая, положим на геоцентрическом участке движения радиус сферы действия (СД) Земли бесконечным. Тогда геоцентрическая скорость КА в СД $V_{\infty 1}$ связана со скоростью $V_{\pi \Gamma 1}$ аппарата в перигее указанной орбиты соотношением

$$V_{\pi \Gamma 1} = \sqrt{V_{\infty 1}^2 + \frac{2\mu_1}{r_{ИСЗ}}} = \sqrt{V_{\infty 1}^2 + V_{П1}^2},$$

где $V_{П1}$ – вторая космическая скорость КА в СД Земли на удалении $r_{ИСЗ}$ и μ_1 – гравитационный параметр Земли. Импульс ухода аппарата с орбиты ИСЗ $\Delta V_{ИСЗ}$ равен разности скорости геоцентрических скоростей КА при движении по гиперболической и круговой орбитам

$$\begin{aligned} \Delta V_{ИСЗ} &= V_{\pi \Gamma 1} - V_{ИСЗ} = V_{\pi \Gamma 1} - \sqrt{\frac{\mu_1}{r_{ИСЗ}}} = \\ &= \sqrt{V_{\infty 1}^2 + \frac{2\mu_1}{r_{ИСЗ}}} - \sqrt{\frac{\mu_1}{r_{ИСЗ}}} \end{aligned}$$

Далее, отнесем вектор асимптотической скорости КА относительно Земли $V_{\infty 1}$ к ее центру, допустив, что по сравнению с протяженностью гелиоцентрического участка перелета размеры СД Земли пренебрежимо малы. Таким образом, сфера

действия Земли (как СД планет и астероидов) на гелиоцентрических участках перелетов положим точечными. Поэтому гелиоцентрический полуэллипс перелета проходит через центры Земли и астероида. Влиянием тяготения астероида в его СД пренебрежем ввиду того, что оно не оказывает существенного влияния на импульс скорости выхода на орбиту вокруг астероида.

Сложив $V_{\infty 1}$ и W_1 (орбитальная скорость Земли относительно Солнца), получим гелиоцентрическую скорость КА в момент отлета от Земли

$$V_1 = W_1 + V_{\infty 1}, \text{ следовательно, } V_{\infty 1} = V_1 - W_1.$$

В афелии полуэллипса, радиус которого можно задать, скорость КА по отношению к находящемуся там астероиду $V_{\infty A}$ связана с его орбитальной скоростью V_A соотношением:

$$V_{\infty A} = W_A - V_A.$$

В случае гелиоцентрического движения [4] справедливы соотношения:

$$W_1 = \sqrt{\frac{\mu_0}{R_1}}; \quad W_A = \sqrt{\frac{\mu_0}{R_A}} = \sqrt{\frac{\mu_0}{R_1 a_A}} = W_1 / \sqrt{a_A};$$

$$V_1 = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_A}{R_1(R_1 + R_A)}} = W_A \sqrt{\frac{2a_A}{1 + a_A}};$$

$$V_A = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_1}{R_A(R_1 + R_A)}} = \frac{V_1}{a_A},$$

где μ_0 – гравитационный параметр Солнца, $R_1 = 1$ а.е. – радиус круговой орбиты Земли, R_A – радиус круговой орбиты астероида и одновременно – радиус афелия орбиты перелета, a_A – большая полуось (радиус) орбиты астероида, определяемая условием $R_A = R_1 a_A$.

Энергозатраты перелета V_{Σ} записываются в виде:

$$\begin{aligned} V_{\Sigma} = \Delta V_{ИСЗ} + V_{\infty A} &= \left(\sqrt{V_{\infty 1}^2 + \frac{2\mu_1}{r_{ИСЗ}}} - \sqrt{\frac{\mu_1}{r_{ИСЗ}}} \right) + \\ &+ \left(\sqrt{\frac{\mu_0}{R_A}} - \sqrt{\frac{2\mu_0 R_1}{R_A(R_1 + R_A)}} \right) \end{aligned}$$

Величины a_A при расчетах меняем с 2.0 до 3.6 а.е. Схема перелета показана на рисунке 1.

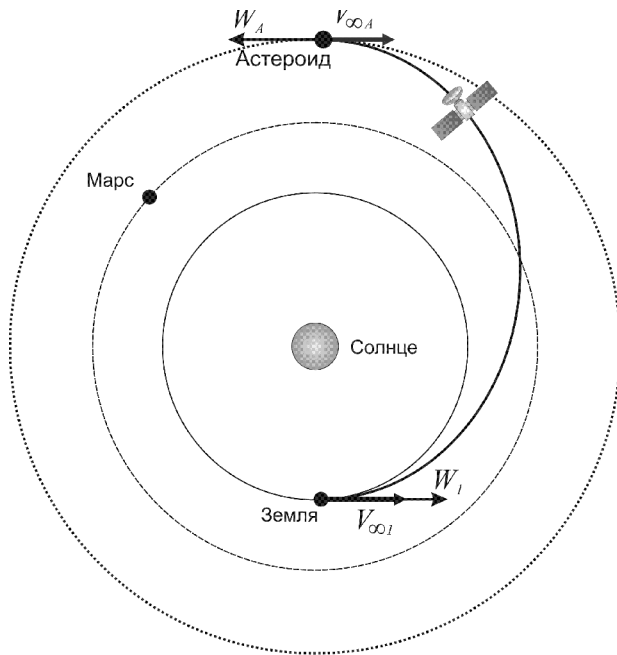


Рисунок 1. Схема прямого перелета

2.2. Перелет Земля-Мартс-астероид с использованием орбит спутника Марса

Известен [4] бипараболический переход космического аппарата с гиперболы $\Gamma 1$ подлета к планете на гиперболу $\Gamma 2$ выхода из СД этой планеты. Переход – 4-импульсный. Первый импульс дается в перигентре $\pi 1$ подлетной гиперболы $\Gamma 1$ и переводит КА на параболу подъема. Второй импульс реализуется на большом расстоянии от планеты (как бы на границе СД) и обеспечивает переход аппарата на орбиту ожидания бесконечно большого радиуса K_{∞} . Третий импульс переводит КА с K_{∞} на параболу спуска и четвертый – дается в перигентре $\pi 2$, за счет чего аппарат переходит на отлетную гиперболу $\Gamma 2$.

Такой сложный компланарный переход выгоднее «прямого» перехода $\Gamma 1-\Gamma 2$ при больших углах между направлениями асимптот подлетной и отлетной гипербол.

По аналогии с бипараболическим рассмотрим реальный биэллиптический (БЭ) переход, когда вместо K_{∞} берем круг K радиуса r_{α} , равного радиусу апоцентра эллипса подъема $\mathcal{E} 1$, а вместо парабол подъема и спуска берем вытянутые эллипсы $\mathcal{E} 1$ и $\mathcal{E} 2$ с теми же перигентрами, что и у $\Gamma 1$ и $\Gamma 2$ радиуса r_{π} .

Если бипараболический переход был выгоднее «прямого», то при достаточно большом значении r_{α} ,

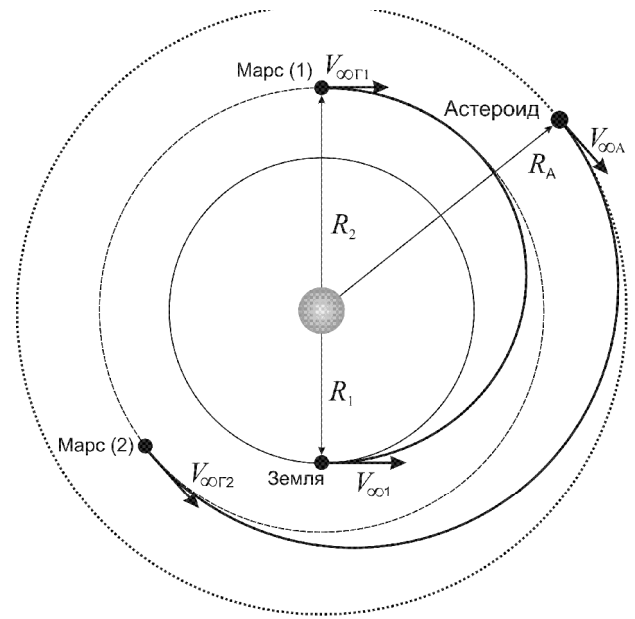


Рисунок 2. Схема перелета Земля-Мартс-астероид с использованием орбиты ожидания у Марса

как можно показать численно, биэллиптический переход выгоден также, а перелет Земля-Мартс(БЭ)-астероид с таким маневром у Марса по пути к астероиду оказывается энергетически всегда выгоднее, чем описанный перелет Земля-астероид.

Оказались выгодными орбиты космического аппарата Земля-Мартс и Мартс-астероид, в проекции на плоскость эклиптики касающиеся, как гомановские полуэллипсы, круговых орбит Земли, Марса и астероида (при заданном радиусе орбиты астероида a_A). Орбита Земля-Мартс является стандартной. Перед отлетом от Марса КА «ждет», чтобы астероид оказался в узле своей орбиты тогда, когда ожидается подлет к нему аппарата. Орбиты планет положим лежащими в плоскости эклиптики. Подлет к Марсу происходит в афелии орбиты КА, подлет к астероиду – так же. Схема межпланетного участка траектории приведена на рисунке 2.

Схема околосмарсианского участка полета изображена на рисунке 3. Все орбиты расположены в одной плоскости, совмещающей векторы отлетной и подлетной асимптотической скорости. Следовательно, все переходы между орбитами являются компланарными.

Космический аппарат входит в сферу действия Марса по ареоцентрической гиперболе $\Gamma 1$, и в ее перигентре дается тормозной импульс $\Delta V_{\Gamma 1}$,

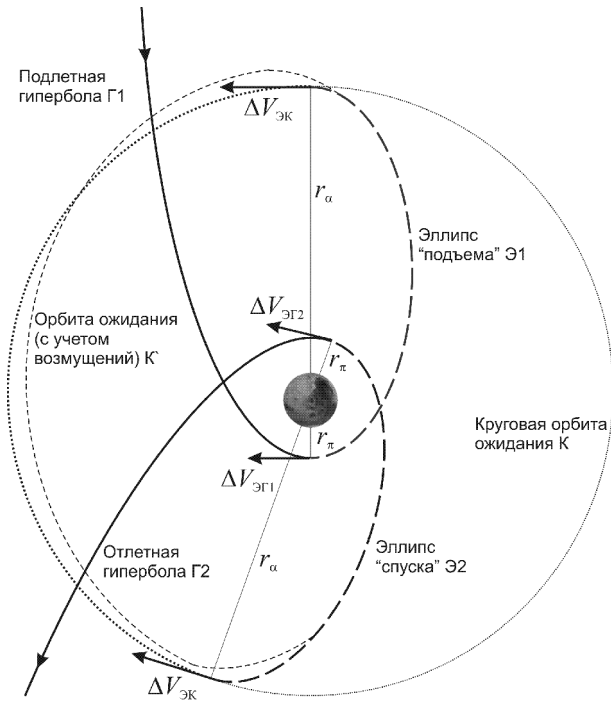


Рисунок 3. Участок полета КА вблизи Марса

перевозящий КА на эллиптическую орбиту подъема Э1 с заданным радиусом апоцентра r_α . По достижении апоцентра выполняется разгонный импульс $\Delta V_{ЭК}$ (тем меньший, чем больше r_α) для перехода аппарата на круговую орбиту ожидания К. В момент времени, благоприятный для начала движения к астероиду-цели, КА сходит с орбиты К с помощью импульса $\Delta V_{КЭ} = \Delta V_{ЭК}$ на идентичную Э1 эллиптическую орбиту спуска Э2. В перигеуме дается разгонный импульс $\Delta V_{ЭГ2}$, обеспечивающий перевод аппарата на гиперболу отлета Г2 со скоростью в перигеуме $V_{\pi Г2}$. Потом КА выходит из СД Марса, имея гиперболическую скорость относительно Марса $V_{\infty Г2}$.

Далее космический аппарат движется к астероиду по полуэллипсу. В афелии полуэллипса с помощью последнего, шестого импульса гасится скорость $V_{\infty А}$ КА относительно астероида. Таким образом, характеристическая скорость перелета равна

$$V_\Sigma = (\Delta V_{ИСЗ} + \Delta V_{ЭГ1} + 2\Delta V_{ЭК})_{\text{const}} + (\Delta V_{ЭГ2} + V_{\infty А})$$

В ходе приближенного расчета положим орбиты Земли и Марса круговыми компланарными. Гомановский полуэллипс Земля-Марс и Марс-астероид также лежат в плоскости эклиптики.

Орбита Земля-Марс стандартна, неизменны импульсы $\Delta V_{ИСЗ}$, $\Delta V_{ЭГ}$ и $\Delta V_{КЭ} = \Delta V_{ЭК}$. Для минимизации V_Σ остается минимизировать сумму $(\Delta V_{ЭГ} + V_{\infty А})$, зависящую от a_A .

Расчет перелета Земля – Марс будет аналогичен рассмотренному ранее перелету Земля – астероид. Затраты характеристической скорости на перелет можно представить в виде

$$\Delta V_{\Sigma 1} = \Delta V_{ИСЗ} + \Delta V_{ЭГ1},$$

где $\Delta V_{ИСЗ}$ определяется уже из условия перелета Земля – Марс. Импульс скорости торможения КА [2] (перехода с Г1 на Э1)

$$\Delta V_{ЭГ1} = \sqrt{\frac{2\mu_2}{r_\pi} + V_{\infty Г1}^2} - \sqrt{\frac{2\mu_2 r_\alpha}{r_\pi(r_\pi + r_\alpha)}},$$

где $V_{\infty Г1} = W_2 - V_{21}$ – асимптотическая

скорость подлета к Марсу; $W_2 = \sqrt{\frac{\mu_0}{R_2}}$ –

орбитальная скорость Марса на круговой гелиоцентрической орбите радиусом

$$R_2 \approx 1.524 \text{ а. е.}; \quad V_{21} = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_1}{R_2(R_1 + R_2)}} –$$

скорость в апоцентре перелетного гомановского полуэллипса Земля – Марс.

Импульсы выхода космического аппарата на круговую орбиту радиуса r_α с эллипса Э1 и дальнейшего схода на эллипс Э2

$$\Delta V_{ЭК} = \Delta V_{КЭ} = \sqrt{\frac{2\mu_2 r_\pi}{r_\alpha(r_\alpha + r_\pi)}} - \sqrt{\frac{\mu_2}{r_\alpha}}$$

Для перелета Марс – астероид справедливы следующие соотношения:

$$V_{\infty Г2} = W_2 - V_{22}; \quad V_{22} = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_A}{R_2(R_2 + R_A)}};$$

$$V_A = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_2}{R_A(R_2 + R_A)}};$$

$$V_{\infty А} = V_A - W_A = \sqrt{\frac{2\mu_0 R_2}{R_A(R_A + R_2)}} - \sqrt{\frac{\mu_0}{R_A}},$$

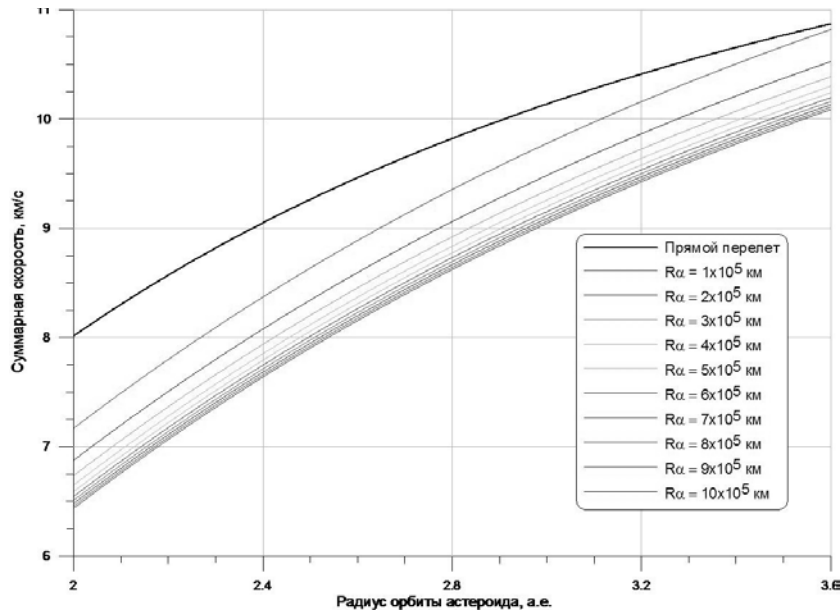


Рисунок 4. Сравнение требуемых скоростей КА при различных схемах перелета (в скобках приведены радиусы орбиты ожидания у Марса)

где $V_{\infty \Gamma 2}$ – асимптотическая скорость КА на отлетном от Марса участке траектории Марс – астероид; V_{22} – скорость аппарата в перицентре гелиоцентрического полуэллипса Марс – астероид; V_A – скорость в апоцентре этого участка; $V_{\infty A}$ – асимптотическая скорость при подлете к астероиду.

Для вычислений примем $r_{\pi} = 3900$ км ($h_{\pi} = 500$ км).

Результаты расчетов V_{Σ} для рассмотренной схемы представлены на рисунке 4. Как видно из полученных результатов, такой вариант перелета выгоднее перелета Земля – астероид «напрямую». Чем больше радиус орбиты K , тем выгоднее маневр Земля – Марс – астероид.

На рисунке 5 графически представлена функция выигрыша от использования схемы полета с маневрами у Марса (ось Z) в зависимости от радиуса гелиоцентрической орбиты астероида (ось X) и радиуса орбиты ожидания (ось Y).

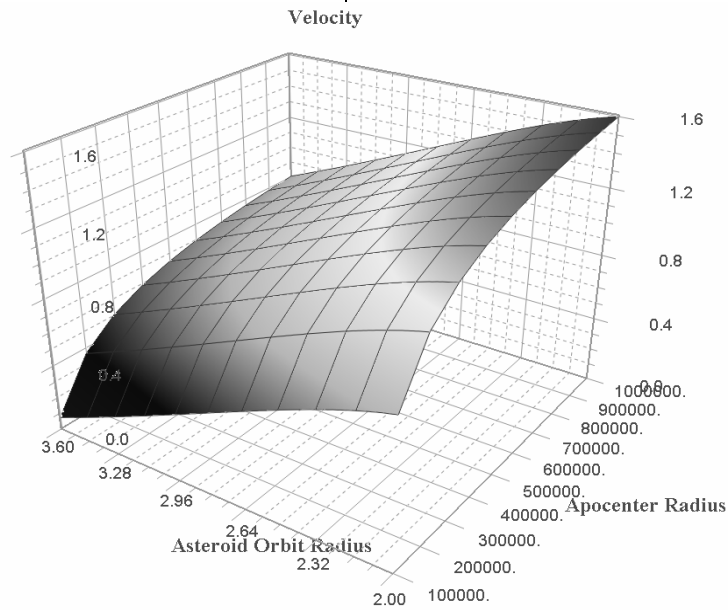


Рисунок 5. Выигрыш от использования схемы с орбитой ожидания у Марса

3. Расчет с использованием точных моделей движения планет и астероидов

3.1. Выбор астероидов – целей экспедиции

Для проверки истинности полученных соотношений были проведены расчеты согласно различным схемам перелетов на основе решения задачи Ламберта. Далее рассмотрим результаты вычислений, примененных к полетам в область астероидов (24) Фемида и (40) Гармония. Элементы их орбит взяты из [5] и приведены в таблице 1. Эти астероиды выбраны исходя из следующих критериев:

- орбиты астероидов близки к круговым ($e < 0.15$);
- наклонение к плоскости эклиптики невелико ($i < 10^0$);
- одно из тел должно находиться вблизи ближней границы Главного пояса астероидов ($a \approx 2.2$ а.е.), второе – у дальней ($a \approx 3.2$ а.е.).

3.2. Прямой перелет Земля – астероид

Как отмечалось ранее, при прямом перелете КА к одному из астероидов Главного пояса затраты характеристической скорости на экспедицию представляют из себя сумму скоростей разгона с опорной орбиты ИСЗ и торможения у астероида. Влияние гравитационной постоянной астероида на скорость торможения космического аппарата

пренебрежимо мало. Поэтому в качестве последней принята асимптотическая скорость подлета к астероиду «на бесконечности». В качестве опорной принята круговая орбита ИСЗ высотой 200 км. Рассматривалась схема полета с угловой дальностью менее 360° и стартом с Земли в 2011 г.

Оптимизация проводилась по сумме характеристических скоростей, необходимых для реализации всей экспедиции.

Даты старта КА, его прилета, продолжительность перелета аппарата, необходимые затраты его характеристической скорости при использовании схемы прямого перелета представлены в таблице 2.

На рисунках 6 и 7 приведены схемы прямых перелетов к данным астероидам.

3.3. Перелет с использованием орбиты ожидания у Марса

Теперь рассмотрим вариант перелета с использованием маневров на орбите Марса. Для решения этой задачи необходимо сначала определить оптимальные по энергетическим затратам варианты перелета Земля – Марс и Марс – астероид. Расчеты производились аналогично схеме прямого перелета. Их результаты – даты старта КА, его прилета, продолжительность полета аппарата, необходимые затраты его характеристической скорости – даны в таблице 3. Как и в предыдущем случае, рассматривалась круговая орбита ИСЗ высотой 200 км.

Таблица 1 – Элементы орбит рассматриваемых астероидов

Элементы орбит	Астероид	
	(24) Фемида	(40) Гармония
	Эпоха (юлианская дата, земное динамическое время)	
	2455000,5 (0 ч. 18 июня 2009 г.)	
Большая полуось	3,130937 а. е.	2,267574 а. е.
Эксцентриситет	0,132019	0,046291
Наклонение	0,759639°	4,256522°
Долгота восходящего узла	36,006018°	94,285493°
Аргумент перицентра	107,916479°	269,209425°
Средняя аномалия	292,763045°	277,744675°
Период	2023,53135 сут. = 5.54 г.	1247,21269 сут. = 3,41 г.

Таблица 2 – Характеристики схемы прямого перелета

Перелет	Земля - Фемида	Земля - Гармония
Время перелета	23.05.2011 - 27.12.2012 (584 суток)	08.07.2011 - 08.08.2012 (398 суток)
Скорость разгона с орбиты ИСЗ, км/с	5,223	5,596
Скорость торможения у астероида, км/с	5,346	4,250
Суммарные затраты скорости на перелет, км/с	10,569	9,846

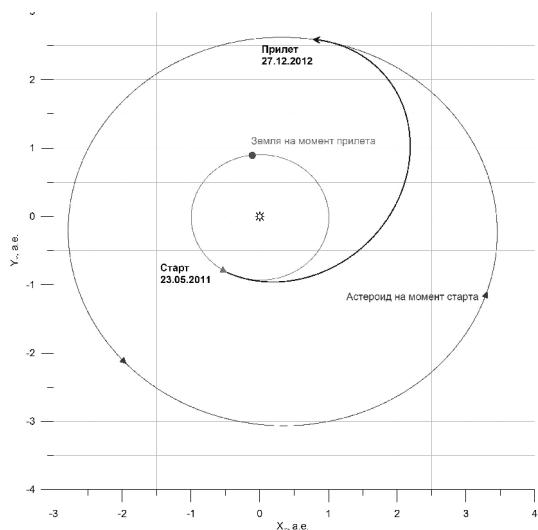


Рисунок 6. Схема прямого перелета к астероиду Фемида

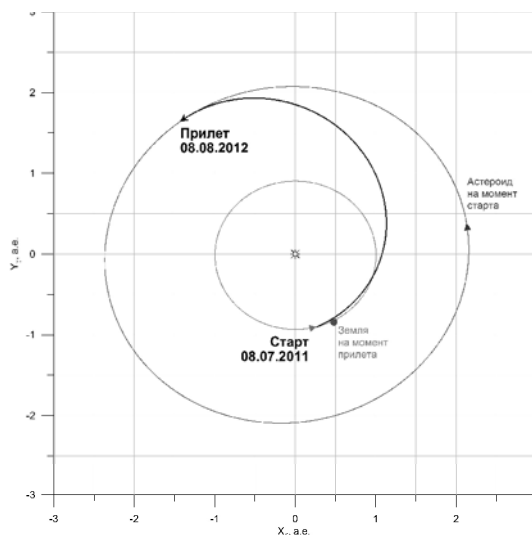


Рисунок 7. Схема прямого перелета к астероиду Гармония

Таблица 3 – Характеристики перелетов с маневрами у Марса

Характеристики перелета	Перелет		
	Земля - Марс	Марс - Фемида	Марс - Гармония
Время перелета	09.11.2011 - 11.09.2012 (306 суток)	10.08.2013 - 05.01.2015 (513 суток)	05.10.2014 - 10.01.2016 (462 суток)
Скорость разгона, км/с	3,628	1,487	0,554
Скорость торможения, км/с	0,725	3,052	2,392
Суммарные затраты скорости на перелет, км/с	4,353	5,816	4,212

На рисунках 8 и 9 приведены схемы траекторий перелета Земля – Марс – Фемида, и Земля – Марс – Гармония соответственно.

В результате этих расчетов (решения «внешней» задачи) определены исходные данные для решения «внутренней» по отношению к Марсу задачи – перелет между двумя гиперболическими траекториями за заданное время. Эти данные представлены в таблице 4.

Синтез такой траектории может быть произведен различными способами. Воспользуемся рассмотренной ранее последовательностью биэллиптического

перехода. В такой постановке решение можно найти, воспользовавшись следующей методикой:

- Задаемся определенными значениями радиусов апоцентра и перицентра для эллиптических орбит «подъема» и «спуска»;
- Начальное значение наклона выбирается таким образом, чтобы полет по околосолнечным траекториям происходил в одной плоскости:

$$i_1 = i_2 = \arcsin \left(\frac{C_V^Z}{|C_V|} \right),$$

где $C_V = V_{\infty 1} \times V_{\infty 2}$ – произведение векторов

Таблица 4 – Параметры подлетного и отлетного участков

Этап полета	Дата	Вектор асимптотической скорости		
		Модуль	Склонение	Прямое восхождение
Прилет к Марсу	11.09.2012	2,707 км/с	7,49°	170,95°
Отлет к Фемиде	10.08.2013	4,021 км/с	1,81°	177,30°
Отлет к Гармонии	05.10.2014	2,324 км/с	- 9,97°	52,86°

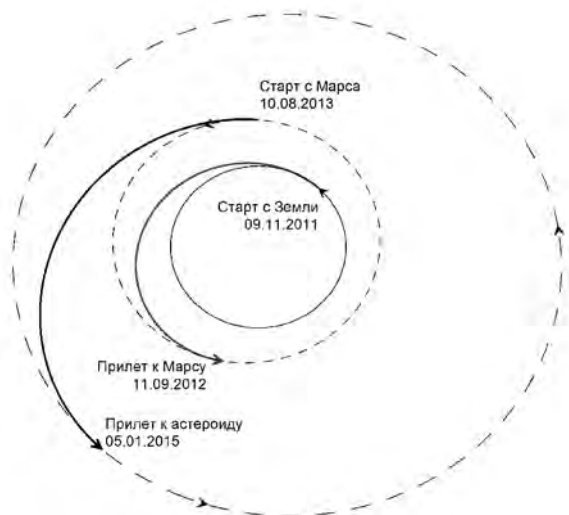


Рисунок 4. Схема перелета Земля – Марс – Фемида

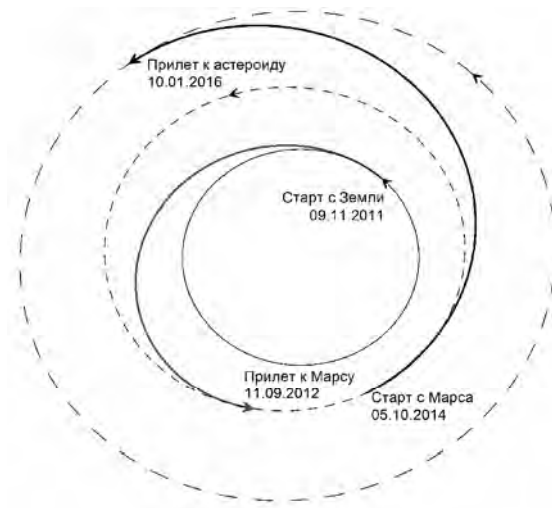


Рисунок 5. Схема перелета Земля – Марс – Гармония

асимптотических скоростей подлета к Марсу и отлета от Марса к астероиду;

- Из этих данных определяются полные векторы состояния в перицентрах эллиптических и гиперболических траекторий, где и выполняются переходы между орбитами;
- Импульсы перехода между орбитами рассчитываются как разности между векторами скоростей в соответствующих точках:

$$\Delta \mathbf{V}_{1ГЭ} = \mathbf{V}_{Г1} - \mathbf{V}_{Э1}, \Delta \mathbf{V}_{2ЭГ} = \mathbf{V}_{Э2} - \mathbf{V}_{Г2};$$

- Решается краевая задача перелета из околоапоцентрального участка «эллипса подъема» на аналогичный участок «эллипса спуска». Результатом является околосредняя орбита ожидания.
- Так как в процессе полета на космический аппарат действуют различные возмущения (влияние

Солнца, больших планет, нецентральность гравитационного поля Марса и др.) суммарные энергетические затраты на реализацию всей схемы перелета могут отличаться от номинальных. Поэтому необходимо провести расчеты для различных наборов исходных данных и определить оптимальную последовательность выдачи импульсов.

Результаты расчетов для всей схемы перелета с применением орбит ИСМ представлены в таблице 5.

Как видно из таблицы 5, схема перелета с использованием орбиты ИСМ дает выгоду по энергетическим характеристикам по сравнению с прямым перелетом Земля – астероид.

Вид околомарсианских участков траектории для полета к рассматриваемым астероидам представлен на рисунках 10 и 11.

Таблица 5 – Характеристики схемы полета с маневрами у Марса и ее сравнение со схемой прямого полета

Характеристики перелета	Перелет		
	Земля - Марс	Марс - Фемида	Марс - Гармония
Время перелета	09.11.2011 - 11.09.2012 (306 суток)	10.08.2013 - 05.01.2015 (513 суток)	05.10.2014 - 10.01.2016 (462 суток)
Скорость разгона, км/с	3,628	1,416	0,543
Скорость торможения, км/с	0,718	3,052	2,392
Суммарный импульс маневров на орбите ИСМ, км/с		0,620	0,557
Суммарные затраты скорости на перелет, км/с	4,346	5,088	3,492
Суммарные затраты скорости на миссию, км/с		9,434	7,838
Выигрыш по сравнению со схемой прямого перелета, км/с		1,135	1,608

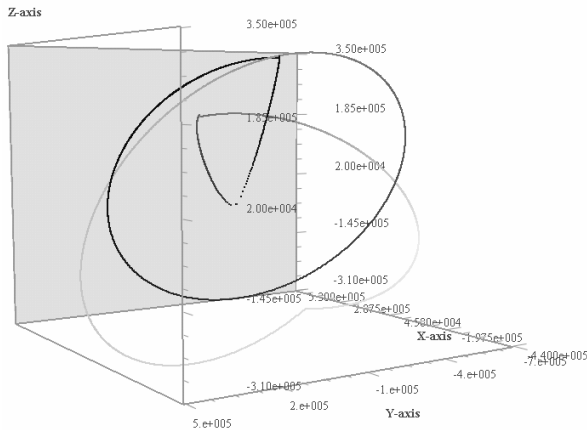


Рисунок 6. Траектория КА у Марса для полета к астероиду Фемиды

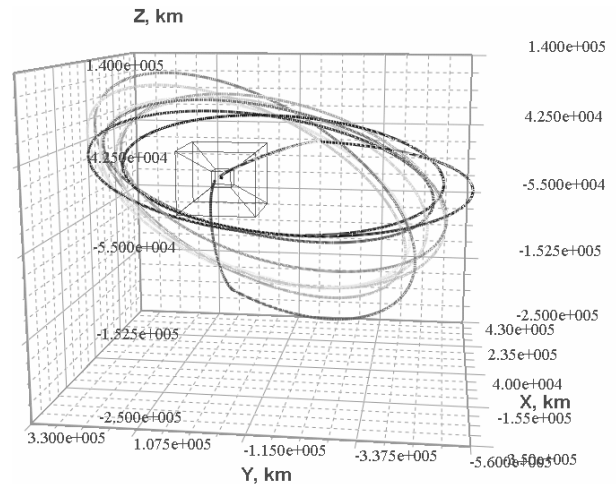


Рисунок 7. Околomarсианская траектория КА для полета к астероиду Гармония

Выводы

1. Использование орбит ИСМ для полета к Главному поясу астероидов имеет существенный выигрыш по сравнению со схемой прямого перелета.
2. Возмущающие факторы (притяжение Солнца и больших планет, нецентральность гравитационного поля Марса) имеют значительное влияние на околomarсианскую траекторию КА.
3. Орбита ожидания может использоваться и для полетов к другим телам Солнечной системы, важно только наличие удобной промежуточной планеты.

Библиографический список

1. Ливанов Л. Б. Приближенные расчеты полетов на астероиды с импульсными или аэродинамическими маневрами у Земли, Венеры, Марса, Юпитера. М.: Препринт ИПИМ им. М. В. Келдыша, 1995, 28 с.
2. Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990, 448 с.
3. Ливанов Л. Б. Достижимость астероидов при импульсных перелетах с орбиты ИСЗ с маневрами у Марса и Юпитера. // Космические исследования, 1981, т. 19, №6, с. 441-454.
4. Соловьев Ц. В., Тарасов Е. В. Прогнозирование межпланетных полетов. М.: Машиностроение, 1973, 400 с.
5. JPL Small-Body Database Browser. URL: <http://ssd.jpl.nasa.gov> (дата обращения: 25.09.2009).

1965 ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ИЗДЕЛИЙ НПО им.С.А.ЛАВОЧКИНА

КА для доставки спускаемых аппаратов на поверхность Марса
Марс-2, Марс-3, Марс-6, Марс-7

Искусственные спутники Марса - ретрансляторы информации, получаемой с СА
Марс-4, Марс-5

Марс - 98

Марс-Грунт
орбитально-возвратный КА

Марс-Нэт

Фобос-1, Фобос-2

Фобос-Грунт

Марс-Грунт
КА с взлетной ракетой

Базовый служебный модуль для 2-го поколения марсианских АКА

Базовый служебный модуль для 3-го поколения марсианских АКА

Перспективные аппараты для исследования Марса

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА

2010

Критические диаметры детонации взрывчатых материалов, используемых в системах разделения космических аппаратов

А.А. Котомин

профессор, доктор технических наук, начальник отдела ФГУП «СКТБ «Технолог»

С.А. Душенюк

доктор технических наук, заместитель главного конструктора ФГУП «СКТБ «Технолог»

В.В. Ефанов

профессор, доктор технических наук, заместитель руководителя ОКБ по науке ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», E-mail: vladimir_efanov@laspace.ru

М.А. Трапезников

инженер ФГУП «СКТБ «Технолог»

А.С. Козлов

кандидат технических наук, ведущий инженер ФГУП «СКТБ «Технолог»

В.В. Горовцов

начальник отдела ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

В статье представлены результаты систематических исследований детонационной способности перспективных индивидуальных взрывчатых веществ, их смесей и материалов, используемых в системах разделения космических аппаратов. Разработан метод расчета и прогнозирования их критических диаметров детонации.

Ключевые слова: системы разделения КА; взрывчатые вещества; детонационная способность; критические диаметры детонации.

CRITICAL DIAMETERS OF DETONATION OF EXPLOSIVE MATERIALS, USED IN SC SEPARATION SYSTEMS. A.A. Kotomin, S.A. Dushenok, V.V. Efanov, M.A. Trapeznikov, A.S. Kozlov, V.V. Gorovtsov

The article presents results of systematic studies of individual explosive substances detonating capability, their mixtures and materials, used in SC separation systems. Method of critical detonation diameters calculation and forecast is elaborated.

Key words: SC separation system; explosive substance; detonating capability; critical detonation diameters.

Введение

В последние десятилетия ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Санкт-Петербургским государственным технологическим институтом и ФГУП «СКТБ «Технолог» созданы неразрушаемые устройства и системы детонационной автоматики, в частности системы разделения космических аппаратов (КА), на основе эластичных взрывчатых веществ (ЭВВ), обеспечивающие

существенное снижение динамического воздействия на конструкцию КА и аппаратуру при их срабатывании. Применение ЭВВ с высокой детонационной способностью привело к повышению надежности и безопасности систем разделения, снижению их массы и габаритов. Эти системы обеспечивают быстрый синхронный разрыв множества механических связей, исключают выпуск продуктов взрыва в космический

аппарат и образование осколков. Системы разделения нового поколения на основе ЭВВ подтвердили свою высокую эффективность и надежность в ряде отечественных и международных межпланетных и астрофизических космических проектов [3].

Главным требованием к ЭВВ, используемым в системах разделения КА и аэрокосмической технике в целом, является высокая детонационная способность, критерием которой является критический диаметр детонации d_k [4]. При этом для разработки составов ЭВВ с заданным комплексом характеристик требуется прогнозирование их d_k .

Как известно, d_k индивидуальных ВВ и взрывчатых материалов на их основе не является константой, а зависит от ряда факторов: химической природы, дисперсности и дефектности кристаллов ВВ, плотности заряда, начальной температуры, наличия и характера оболочки. Для материалов он зависит также от

концентрации взрывчатого наполнителя, свойств добавок, микроструктуры заряда и от технологических факторов (степени смешения компонентов, влажности, микропримесей и др.). Наличие многих факторов, оказывающих влияние на d_k гетерогенных взрывчатых композиций, в том числе ЭВВ, существенно затрудняет создание для них методов расчета. В связи с этим нами в последние годы были проведены широкие целенаправленные экспериментальные исследования детонационной способности различных индивидуальных ВВ, их смесей и взрывчатых материалов.

1. Индивидуальные ВВ

В табл. 1 приведены известные физико-химические, энергетические и детонационные характеристики наиболее интересных для использования в системах разделения КА индивидуальных ВВ, d_k которых мы подробно исследовали.

Таблица 1 - Физико-химические, энергетические и детонационные характеристики некоторых индивидуальных ВВ

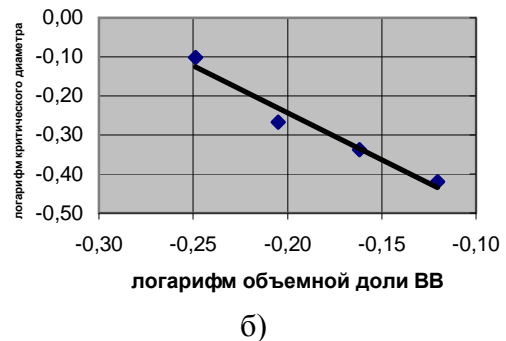
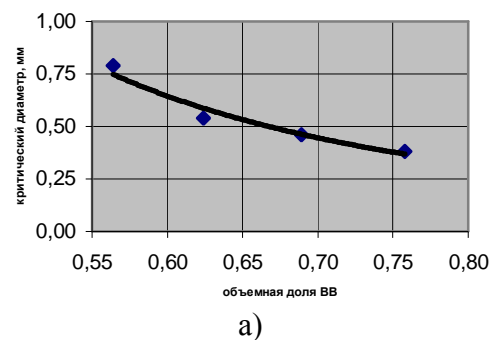
ВВ	ТЭН	Октоген	CL-20	DNTF
Плотность монокристалла, г/см ³	1,773	1,904	2,044	1,92
Кислородный коэффициент	0,86	0,67	0,80	0,67
Максимальная скорость детонации, м/с	8300	9110	9600	9200
Максимальное детонационное давление, ГПа	32,1	42,7	50,1	43,5
Энтальпия образования, кДж/моль	-515,3	87,8	422,8	657,2
Теплота взрыва, кДж/кг	5866	5668	6230	6100
Температура начала разложения, °С	165	263	216	212

ТЭН. На рис. 1 в качестве примера приведена концентрационная зависимость d_k взрывчатых композиций (ВК) на основе ТЭНа с удельной поверхностью $S_g = 7700 \text{ см}^2/\text{г}$ и полисилоксанового каучука СКТ (от 70 до 85 % масс. ТЭНа).

Из рис. 1 определен критический диаметр (d_{k_0}) ТЭНа с $S_g = 7700 \text{ см}^2/\text{г}$ (средний размер частиц 3 мкм), равный 0,10 мм. По результатам исследований зависимости d_{k_0} от S_g для ТЭНа были определены значения коэффициентов $a = 0,08 \text{ мм}$, $b = 0,93$ уравнения (5).

Рисунок 1

- а) - зависимость критических диаметров детонации ВК от объемной доли ВВ;
- б) - логарифмическая форма этой зависимости.



Октоген. Получена обобщенная зависимость d_{k_0} октогена (монодисперсного и полидисперсного) от его удельной поверхности (S_g), представленная в табл. 2 и на рис. 2.

Таблица 2 - Критические диаметры детонации октогена различной дисперсности

S_g , см ² /г	d_{k_0} , мм (опыт)
полидисперсный октоген	
400	2,97
800	1,64
1900	0,70
3000	0,60
4300	0,65
8900	0,55
монодисперсный октоген (фракции)	
1580	1,50
1010	2,10
450	3,10
200	4,80

На рис. 3 представлена эта зависимость в логарифмической форме (среднеквадратическое отклонение $S = 0,11$; коэффициент корреляции $r = 0,97$). Как видно из графика, зависимость соответствует уравнению (5). Анализ полученных результатов позволил определить значения коэффициентов уравнения (5) для октогена: $a = 0,38$ мм, $b = 0,64$.

CL-20. Исследовалась зависимость d_{k_0} CL-20 от его удельной поверхности S_g в интервале 400-8000 см²/г. Содержание CL-20 в смесях с СКТ варьировалось от 65 до 80 % масс. В табл. 3 приведены полученные значения d_k исследуемых смесей.

На рис. 4 приведены указанные линейные концентрационные зависимости в логарифмических координатах.

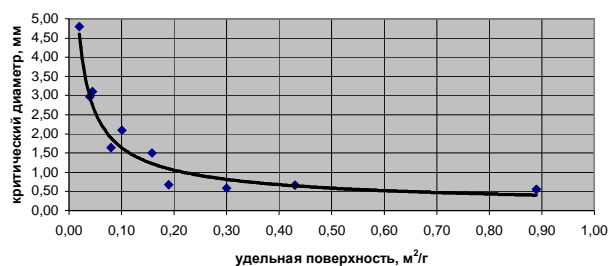


Рисунок 2. Обобщенная зависимость критических диаметров детонации октогена от его удельной поверхности

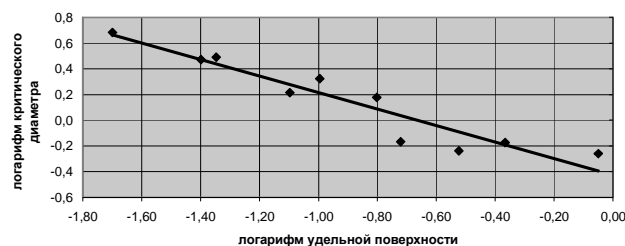


Рисунок 3. Логарифмическая форма зависимости критических диаметров детонации октогена от его удельной поверхности

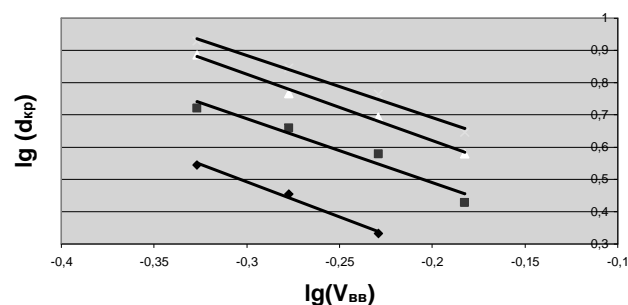


Рисунок 4. Зависимость d_k смесей CL-20 с СКТ от содержания ВВ с различной S_g (см²/г) 1 – 8000; 2 – 1550; 3 – 1000; 4 – 400.

Таблица 3 - Критические диаметры детонации смесей CL-20 с СКТ

Удельная поверхность ВВ (S_g), см ² /г	Критический диаметр детонации смеси, мм			
	Содержание ВВ, % масс.			
	65%	70%	75%	80%
400	8,50	7,00	5,80	4,40
1000	7,70	5,85	4,95	3,80
1550	5,25	4,55	3,80	2,70
8000	3,60	2,70	1,95	-

Критические диаметры детонации чистого CL-20 (d_{k_0}) рассчитывали из экспериментальных данных для смесей по уравнению (3). Полученные результаты приведены в табл. 4.

Зависимость d_{k_0} CL-20 от S_g в логарифмических координатах представлена на рис. 5. Для сравнения там же показана зависимость для DNTF.

Таблица 4 - Критические диаметры детонации чистого CL-20

CL-20	
$S_g, \text{см}^2/\text{г}$	$d_{k_0}, \text{мм}$
400	2,10
1000	1,60
1550	1,20
8000	0,45

Для CL-20 определены коэффициенты уравнения (5): $a = 0,43 \text{ мм}$, $b = 0,51$. Из штатных ВВ наиболее близкие к ним значения коэффициентов получены для октогена.

DNTF. Аналогично изучалась зависимость d_{k_0} DNTF от его дисперсности. В табл. 5 приведены полученные значения d_k исследуемых смесей DNTF с СКТ.

Зависимость d_{k_0} чистого DNTF от S_g представлена на рис. 5.

На рис. 6 приведены полученные линейные концентрационные зависимости в логарифмических координатах, которые также соответствуют уравнению (5). Полученные результаты (d_{k_0}) для чистого DNTF приведены в табл. 6.

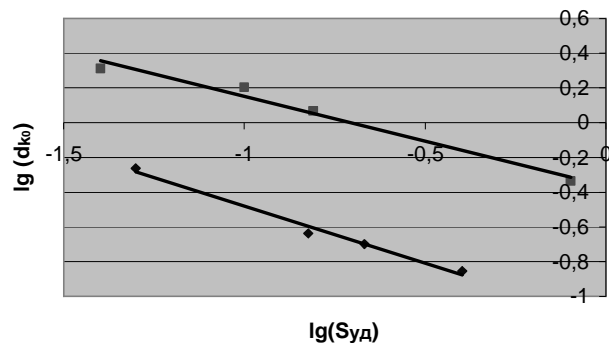


Рисунок 5. Зависимость d_{k_0} DNTF и CL-20 от S_g
1- DNTF; 2- CL-20.

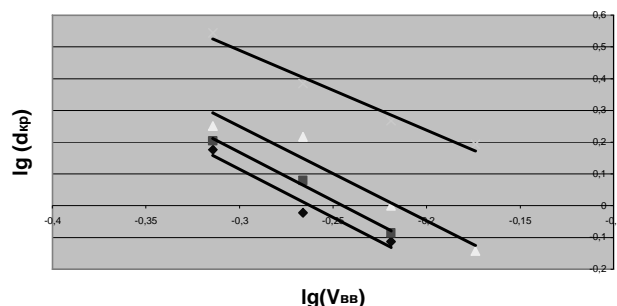


Рисунок 6. Зависимость d_k смесей DNTF с СКТ от содержания ВВ с различной S_g ($\text{см}^2/\text{г}$)
1-4000; 2- 2150; 3- 1500; 4- 500.

Для DNTF также были определены коэффициенты уравнения (5): $a = 0,07 \text{ мм}$, $b = 0,66$. Из штатных ВВ наиболее близкие к ним значения коэффициентов получены для ТЭНа. Таким образом, в результате проведенных исследований установлено, что наиболее высокой детонационной способностью из изученных ВВ обладают высокодисперсные DNTF и ТЭН.

Таблица 5 - Критические диаметры детонации смесей DNTF с СКТ

Удельная поверхность ВВ (S_g), $\text{см}^2/\text{г}$	Критический диаметр детонации смеси, мм			
	Содержание ВВ, % масс.			
	65%	70%	75%	80%
500	3,50	2,40	1,85	1,55
1500	1,80	1,65	1,00	0,70
2150	1,60	1,30	0,95	-
4000	1,50	0,95	0,75	-

Таблица 6 - Критические диаметры детонации чистого DNTF

DNTF	
$S_g, \text{см}^2/\text{г}$	$d_{k_0}, \text{мм}$
500	0,55
1500	0,25
2150	0,20
4000	0,15

2. Смеси ВВ

Проведены исследования детонационной способности смесей ряда ВВ различной дисперсности, а также взрывчатых композиций (ВК) на их основе. В табл. 7 в качестве примера приведены экспериментальные значения d_k чистых высокодисперсных смесей октогена с ТЭНом, а также ВК на их основе с СКТ при различном соотношении октогена и ТЭНа в смесях. Удельная поверхность октогена (S_g) составляла 9700 см²/г, ТЭНа - 7700 см²/г.

На основании полученных экспериментальных данных построены графические зависимости d_k от объемной доли ТЭНа в смесях для взрывчатых композиций (рис. 7) и чистых смесей октогена с ТЭНом (рис. 8).

Как видно из рис. 7, 8 для бинарных смесей, содержащих высокодисперсные взрывчатые вещества, а также для взрывчатых композиций на их основе, зависимость критических диаметров детонации от соотношения ВВ в смесях является не аддитивной и свидетельствует о преимущественном влиянии кинетики разложения компонента с большей детонационной способностью в зоне химической реакции детонационной волны.

Для описания полученных экспериментальных зависимостей предложены уравнения:

$$d_{k_c} = d_{k_1}(1 - \sqrt{V_2}) + d_{k_2}\sqrt{V_2}, \quad (1)$$

$$d_{k_0}^{(c)} = d_{k_0}^{(1)}(1 - \sqrt{V_2}) + d_{k_0}^{(2)}\sqrt{V_2}, \quad (2)$$

где d_{k_1} - критический диаметр детонации взрывчатого состава на основе ВВ с меньшей детонационной способностью; d_{k_2} - критический диаметр детонации взрывчатого состава на основе

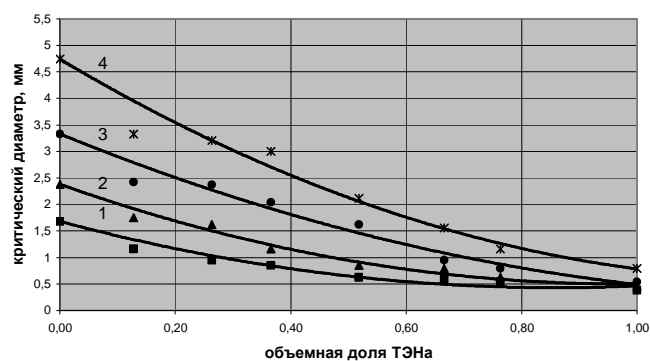


Рисунок 7. Зависимость d_k взрывчатых композиций на основе смесей октогена с ТЭНом от объемной доли ТЭНа в смесях 1 - ВК 85/15; 2 - ВК 80/20; 3 - ВК 75/25; 4 - ВК 70/30.

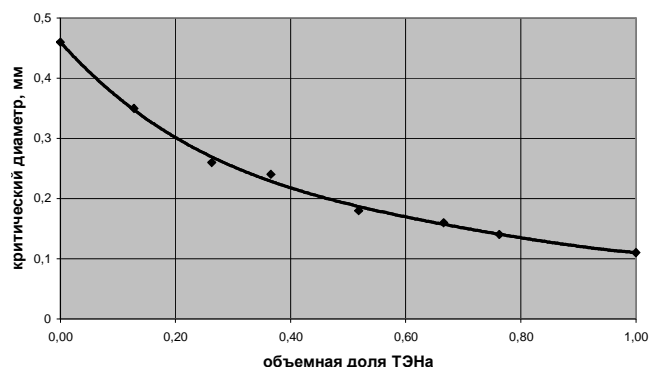


Рисунок 8. Зависимость d_k чистых смесей октогена с ТЭНом от объемной доли ТЭНа в смесях

ВВ с большей детонационной способностью; d_{k_c} - критический диаметр детонации взрывчатого состава на основе бинарной смеси ВВ; V_2 - объемная доля ВВ с большей детонационной способностью в бинарной смеси ВВ; $d_{k_0}^{(1)}$ - критический диаметр детонации чистого ВВ с меньшей детонационной способностью;

Таблица 7 - Критические диаметры детонации чистых смесей октогена с ТЭНом и композиций: (смесь октогена с ТЭНом) / СКТ

Содержание ТЭНа в смеси ВВ, % масс.	Объемная доля ТЭНа в смеси ВВ	d_k , мм чистая смесь ВВ	d_k , мм смесь ВВ / СКТ 85/15 % масс.	d_k , мм смесь ВВ / СКТ 80/20 % масс.	d_k , мм смесь ВВ / СКТ 75/25 % масс.	d_k , мм смесь ВВ / СКТ 70/30 % масс.
0	0	0,46	1,68	2,38	3,33	4,74
12	0,128	0,35	1,16	1,75	2,42	3,33
25	0,263	0,26	0,95	1,62	2,37	3,21
35	0,366	0,24	0,85	1,16	2,04	3,00
50	0,518	0,18	0,62	0,85	1,62	2,12
65	0,666	0,16	0,58	0,79	0,95	1,56
75	0,763	0,14	0,54	0,62	0,79	1,16
100	1	0,11	0,38	0,46	0,54	0,79

$d_{k_0}^{(2)}$ - критический диаметр детонации чистого ВВ с большей детонационной способностью; $d_{k_0}^{(c)}$ - критический диаметр детонации чистой бинарной смеси ВВ.

Для подтверждения значения показателя степени n при V_2 в этих уравнениях они были преобразованы в линейный вид:

$$\lg(d_{k_1} - d_{k_c}) = \lg(d_{k_1} - d_{k_2}) + n \lg V_2$$

$$\lg(d_{k_0}^{(1)} - d_{k_0}^{(c)}) = \lg(d_{k_0}^{(1)} - d_{k_0}^{(2)}) + n \lg V_2.$$

По полученным экспериментальным данным были построены соответствующие этим линейным уравнениям графики, представленные на рис. 9. Коэффициенты корреляции указанных зависимостей находятся в интервале $r = 0,973 - 0,991$.

Как видно из рис. 9, построенные линии практически параллельны, что свидетельствует о близости значений коэффициента n для исследованных ВК и чистых бинарных смесей октогена с ТЭНом. Методом наименьших квадратов были рассчитаны коэффициенты n для всех графиков. Их усредненное значение оказалось равным 0,5, что свидетельствует о достоверности уравнений (1), (2).

3. Взрывчатые материалы

Были проведены систематические экспериментальные исследования d_k взрывчатых композиций на основе ряда ВВ (ТЭН, гексоген, октоген, тротил, тетрил, бензотрифуроксан, CL-20, DNTF) с различными видами инертных добавок. Исследовались как органические, так и неорганические добавки. В качестве сплошных (жидких и полимерных) органических добавок использовались: глицерин, тетрабромэтан, дибутилфталат, дибромбензол, этилен бромистый, полидивинилизопрен, полисилоксан с различной молекулярной массой. В качестве неорганических добавок использовались порошкообразные металлы, соли и оксиды различной дисперсности: никель, железо, медь, серебро, вольфрам, калий хлористый, натрий хлористый, калий бромистый, оксид вольфрама (VI). Содержание неорганических добавок в смесях варьировалось от 1 до 40 % масс., их плотность составляла 4 - 19 г/см³, среднемассовый размер частиц 0,1 - 500 мкм.

Критические диаметры детонации взрывчатых композиций определяли экспериментально методом подрыва сплошных шнуровых зарядов различного диаметра на свинцовой пластине - свидетеле с точностью 0,02-0,03 мм. Значение d_k для

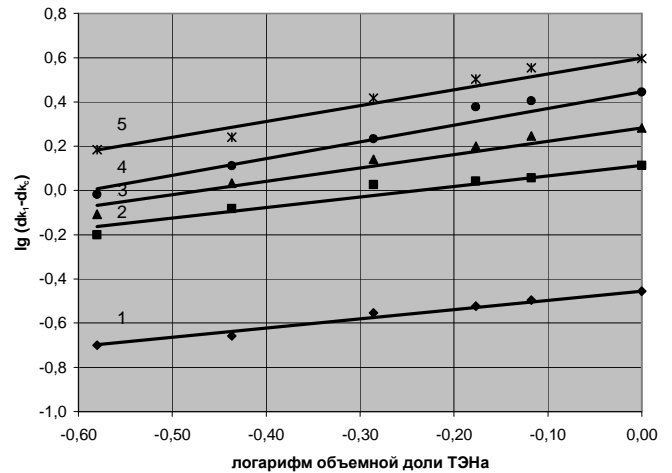


Рисунок 9. Зависимость $\lg(d_{k_1} - d_{k_c})$ от $\lg V_2$
 1 - чистые смеси октогена с ТЭНом; 2 - ВК 85/15, 3 - ВК 80/20, 4 - ВК 75/25, 5 - ВК 70/30.

каждой композиции подтверждалось из 5-ти параллельных опытов.

На основе полученных результатов разработан метод расчета d_k взрывчатых материалов, изложенный ниже.

Критический диаметр детонации взрывчатых композиций с инертными добавками d_k рассчитывается при максимальной плотности заряда (ρ_{max}) по формуле:

$$d_k = \frac{d_{k_0}}{V_{вв}^n}, \quad (3)$$

где d_{k_0} - критический диаметр чистого ВВ при реальной дисперсности и дефектности кристаллов и малой пористости ВВ, равной 0,1 - 2%, мм; $V_{вв}$ - объемная доля ВВ в композиции; n - параметр, определяемый дисперсностью ВВ и физическими свойствами добавок.

Критический диаметр детонации индивидуального ВВ d_{k_0} (мм) определяется с учетом адсорбционной удельной поверхности ВВ S_{ad} (м²/г) по формуле:

$$\frac{1}{d_{k_0}} = \frac{1}{d_{mk}} + 0,91 S_{ad}, \quad (4)$$

где d_{mk} - критический диаметр детонации монокристалла ВВ.

При отсутствии значения S_{ad} критический диаметр детонации ВВ может быть рассчитан приближенно, без учета дефектности кристаллов, с использованием

удельной поверхности, определяемой по газопроницаемости ВВ (S_g , м²/г), например на приборе ПСХ-4:

$$d_{k_0} = aS_g^{-b}, \quad (5)$$

где a - критический диаметр детонации ВВ при $S_g = 1$ м²/г, мм, b - коэффициент: для бензотрифуроксана $a = 0,06$ мм, $b = 1,23$; ТЭНа $a = 0,08$ мм, $b = 0,93$; гексогена $a = 0,26$ мм, $b = 0,78$; октогена $a = 0,38$ мм, $b = 0,64$; тетрила $a = 0,79$ мм, $b = 0,44$; CL-20 $a = 0,43$ мм, $b = 0,51$; DNTF $a = 0,07$ мм, $b = 0,66$ [2].

Полученные выражения действительны для S_g в интервале от 0,01 до 1 м²/г.

Для органических инертных компонентов (добавок, связующих) определяющей характеристикой является их акустическая жесткость, связанная с ударной сжимаемостью:

$$n = 2,95 + 1,2 \lg S_{ad} - 0,3 \rho_d C_0, \quad (6)$$

$$\text{либо } n = 4,14 + 1,39 \lg S_g - 0,3 \rho_d C_0, \quad (7)$$

где C_0 , ρ_d - скорость звука в органической добавке, км/с и ее плотность, г/см³.

Для неорганических добавок определяющими характеристиками являются плотность и дисперсность, что связано с характером ускорения частиц продуктами взрыва и изменением скоростей волн разрежения при расширении продуктов. При этом параметр n сложных взрывчатых композиций (ВК), содержащих как органические, так и неорганические добавки, рассчитывается по формуле:

$$n = A(n_{орг}) + B(n_{неорг}), \quad (8)$$

$$n_{орг} = 4,14 + 1,39 \lg S_g - 0,3 \rho_{од} C_0,$$

$$n_{неорг} = g + 0,114 \rho_{ню} + 0,897 \lg r$$

$$A = \frac{\beta}{\beta + z}, \quad B = \frac{z}{\beta + z},$$

где $\rho_{од}$ - плотность органической добавки, г/см³; $\rho_{ню}$ - плотность неорганической добавки, г/см³; r - средний размер частиц неорганической добавки, мм; β, Γ - массовые доли органической и неорганической добавки в ВК, соответственно; g - коэффициент: для металлов и оксидов $g = 3,46$, для солей $g = 3,32$.

Для высокодисперсных тяжелых неорганических добавок с r менее 5 мкм и $\rho_{ню}$ более 4 г/см³ при их содержании до 20% масс. (при этом проявляется эффект сенсibilизации ВК):

$$g = \frac{4,51z - m}{0,004 + z}, \quad (9)$$

где m - коэффициент: для металлов и оксидов $m = 0,196$, для солей $m = 0,225$.

Критический диаметр детонации ВК при ее максимальной плотности d_k , рассчитанный по указанным формулам, приводится к реальной плотности заряда $d_k(\rho_0)$ по формуле:

$$d_{k(c_0)} = d_k \cdot 10^{1,14 \left(1 - \frac{c_0}{c_{\max}}\right)}. \quad (10)$$

Для пористого заряда индивидуального ВВ в данной формуле вместо d_k следует подставить d_{k_0} , рассчитанный по формуле (5).

Разработанный метод расчета дает среднюю погрешность для критических диаметров детонации композиций с органическими добавками 7-10%, для сложных систем, включающих органические и неорганические добавки - 15-20%. При этом суммарное содержание добавок - до 50% масс., дисперсность неорганических добавок - от 0,1 до 500 мкм.

Заключение

В результате выполненных исследований изучена детонационная способность некоторых перспективных индивидуальных взрывчатых веществ, в частности, CL-20 и DNTF. Выявлена зависимость d_{k_0} этих ВВ от их удельной поверхности.

Для бинарных смесей, содержащих высокодисперсные ВВ, установлено, что зависимость их d_{k_0} от соотношения ВВ является не аддитивной и свидетельствует о преимущественном влиянии кинетики разложения компонента с большей детонационной способностью в зоне химической реакции детонационной волны. Впервые предложено уравнение для расчета критических диаметров детонации таких смесей и составов на их основе.

Установлено, что зависимость d_k ВВ от степени их разбавления инертными веществами, как органическими, так и неорганическими, имеет единый вид. Для органических инертных компонентов (связующих) определяющей физической характеристикой является их акустическая жесткость, связанная с ударной сжимаемостью. Для неорганических (металлов, оксидов и солей) - плотность и размер частиц, что связано с характером ускорения частиц продуктами взрыва и изменением скоростей волн разрежения при расширении продуктов.

Впервые получена система уравнений, описывающих зависимость d_k гетерогенных полидисперсных композиций, которые содержат кристаллические ВВ

и инертные органические и неорганические вещества различных классов, от физических свойств компонентов, их дисперсности и соотношения. В частности, выявлена количественная зависимость d_k составов от содержания тяжелых высокодисперсных металлов, их оксидов и солей, связанная с эффектом сенсбилизации ВВ. Таким образом, завершена разработка метода расчета критических диаметров детонации взрывчатых материалов.

Полученные результаты исследований открывают новые пути создания перспективных взрывчатых материалов для систем разделения летательных аппаратов [1].

Библиографический список

1. Новые пути создания взрывчатых материалов для систем разделения летательных аппаратов/ А.А. Котомин [и др.] // Полет, 2008. № 11. С. 33-41.
2. Котомин А.А., Козлов А.С., Душенюк С.А. Исследование детонационной способности энергоемких гетероциклических соединений //Химическая физика, 2007.Т.26.№12.С. 5-7.
3. Новое поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (основы проектирования)/ В.В.Ефанов [и др.] // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент, 2007.Т.12.Вып.3(25).С18-24.
4. Котомин А.А. Эластичные взрывчатые материалы // Российский химический журнал, 1997. Т. 41. №4. С. 89-101.





УДК 629.78.017.1:621.396.6

Оценка среднего срока службы радиоэлектронной аппаратуры при учете ресурсных ограничений

ДАВЫДОВ

Александр Николаевич

помощник руководителя ОКБ по техническим вопросам, доктор технических наук E-mail: davydov@laspace.ru

А.Н. Давыдов

К показателям надежности радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) относятся показатели безотказности, среди которых имеет место показатель «средний срок службы». Поток случайных отказов элементной компонентной базы (ЭКБ), входящей в РЭА, подчиняется экспоненциальному распределению. В общем виде средний срок службы для экспоненциального распределения имеет величину $T_{ср} = 1/\lambda$, где λ – интенсивность отказов ЭКБ отказов/час. Но это в предположении, что рассматривается период жизни РЭА от 0 до бесконечности. Реальная ЭКБ и, соответственно, РЭА, имеют ресурсные ограничения, вызванные свойствами примененных материалов и технологии производства. При этом средний срок службы РЭА будет отличаться от идеального. Вычислению среднего срока службы радиоэлектронной аппаратуры при учете наличия ресурсных ограничений у примененной электронной компонентной базы посвящена настоящая статья.

Ключевые слова: радиоэлектронная аппаратура; надежность; срок службы; закон распределения отказов; космический аппарат.

Estimation of mean life time of radio-electronic equipment with resources limitation account A.N. Davydov

For reliability indices of Radio-electronic equipment (REE) concerning indices of faultless among of mean life time index. Flow of accidental refusals Elements Components Base (ECB) incoming to REE submission to exponential distribution. In general view mean life time for exponential distribution have a value $T_{mean} = 1/\lambda$, where λ – refusal ECB intensity (refusal/per hour). Supposed to that life time of REE is from 0 till endlessness infinity. Real ECB and REE have resources limitation in connection with using materials and factory technology. Mean life time REE will be difference with ideal mean life time. The present article dedicate to calculation of mean life time of REE with connection of resources limitation in using ECB.

Key words: Radio-electronic equipment; reliability; life time; statute of refusal distribution; space craft.

В данной статье рассматриваются особенности вычисления среднего срока службы (T_0) радиоэлектронной аппаратуры (РЭА), применяемой на космических аппаратах, когда за основу расчета принимается экспоненциальное распределение случайных отказов электронной компонентной базы (ЭКБ), входящей в данную РЭА. Кроме того, при вычислении T_0 учитываются реально имеющиеся ресурсные ограничения входящих в РЭА электронных компонентов, что является принципиальным при подсчете срока активного существования РЭА.

$$m_t = T_0 = \int_0^{\infty} e^{-\lambda t} dt = \int_0^{\infty} P(t) dt = \frac{1}{\lambda}, \text{ - среднее}$$

время безотказной работы, (средний срок службы); (3)
 λ – интенсивность отказа (отк./час).

Из теории надежности [1, с.117] известно, что поток случайных отказов ЭКБ подчиняется экспоненциальному распределению, которое характеризуется для заданного интервала времени (от 0 до t) безотказной работы следующими формулами :
 $F(t) = 1 - e^{-\lambda t}$, - функция распределения случайной величины T ; (1)
 $f(t) = \lambda e^{-\lambda t}$, - плотность распределения случайной величины T ; (2)

Площадь фигуры, находящейся под графиком $P(t)$ от оси ординат до значения $T_{рес}$ представляет собою реальное значение среднего срока службы.

Рассмотрим это математически:

Пусть имеем

Как следует из рассмотрения формулы (3), представленное значение среднего срока службы справедливо лишь при выполнении указанных пределов интегрирования. Однако в практической жизни любой компонент ЭКБ представляет собою сложную физико-химическую структуру, состоящую из различных материалов, обладающих различными свойствами и различной стабильностью характеристик во времени. При этом все компоненты ЭКБ имеют ограниченный срок жизни по причине исчерпания своих ресурсных возможностей, что отражается в соответствующих технических условиях на компонент ЭКБ и в соответствующих справочниках по надежности отечественной элементной базы.

Таким образом, среднее время безотказной работы (средний срок службы) определяется по более сложной зависимости, характеризующей собою совокупность экспоненциального закона и усеченного нормального закона, определяющего во времени ресурсные ограничения компонентов ЭКБ.

Для более удобных расчетов отразим ресурсные ограничения в виде верхней границы интегрирования в формуле (3).

Тогда, как следует из формулы (3) и из графика на рисунке 1, значение среднего срока службы будет иметь величину подинтегрального выражения с пределами интегрирования от «0» до значения времени, равного величине ресурсных ограничений «Трес».

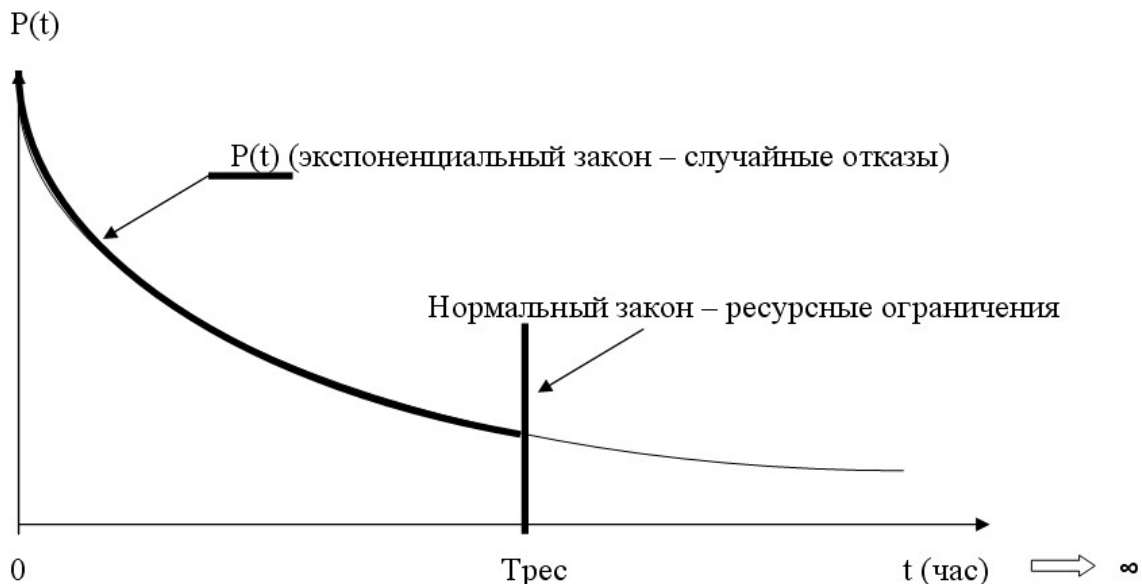


Рисунок 1. График определения среднего срока службы РЭА

$$A = \int_0^b e^{Kt} = \frac{1}{K} e^{Kt} \Big|_0^b = \frac{1}{K} e^{K*b} - \frac{1}{K} e^{K*0} = \frac{1}{K} (e^{K*b} - 1). \quad (4)$$

$$\text{Если положить } K = -\frac{1}{T_{cp}}; b = T_p; A = \hat{T}, \quad (5)$$

$$T_{cp} = -\frac{t}{\ln P}, \quad (6)$$

то:

$$\hat{T} = -\frac{1}{\frac{1}{T_{cp}}} (e^{-\frac{1}{T_{cp}} * T_p} - 1) = -T_{cp} (e^{-\frac{T_p}{T_{cp}}} - 1) = T_{cp} (1 - e^{-\frac{T_p}{T_{cp}}}), \quad (7)$$

$$\hat{T} = T_{cp} (1 - e^{-\frac{T_p}{T_{cp}}}). \quad (8)$$

Если рассматривать отечественную ЭКБ, то, согласно справочной литературе, сроки службы различного вида основной массы комплектующих элементов (гамма процентный 95% ресурс, а также минимальная наработка до первого отказа) могут иметь значения:

- по интегральным микросхемам (ИМС) от 40 до 120 тыс. часов (от 4,5 до 13,7 года);

- по полупроводниковым приборам (ППП) от 20 до 160 тыс. часов (от 5,7 до 18,3 года);
- по резисторам от 10 до 100 тыс. час (от 1,14 до 11,4 года);
- по конденсаторам от 5 до 100 тыс. часов (от 0,57 до 11,4 года).

При таком положении дел создание космических аппаратов и радиоэлектронной бортовой аппаратуры, обеспечивающей высокую надежность КА за 10 лет работы на космических орбитах $P = 0,9$ или ВБР радиосистем за это же время $P = 0,99$ представляет собою очень сложную задачу, для решения которой надо находить нетрадиционные и нестандартные пути обеспечения работоспособности бортовых радиоэлектронных систем. В том числе в процессе проектных исследований нельзя слепо применять экспоненциальный закон из-за наличия ресурсных ограничений.

Между формулами (3) и (8), определяющими средний срок службы радиоэлектронной аппаратуры, имеется значительная разница, которая резко проявляется особенно при высоких показателях потребной надежности аппаратуры и значительных сроках ее активного существования в космическом полете.

Покажем это на примере:

Возьмем три значения ВБР аппаратуры $P = 0,9$, $P = 0,95$, $P = 0,99$ и возьмем 6 контрольных точек срока службы, выраженные в годах : $t = 1, 2, 4, 6, 8$ и 10 лет.

В таблице 1 представлены основные результаты расчетов по формулам (3) и (8).

На рисунке 2 и рисунке 3 для наглядности расхождения результатов расчета по формулам (3) и (8) результаты расчетов представлены в графическом виде.

Таблица 1- Результаты расчетов по формулам (3) и (8)

Срок службы (лет)	P = 0.9			P = 0.95			P = 0.99		
	$T_{ср}$ (Формула 3) (годы)	\bar{T} (Формула 8) (годы)	Ошибка в $T_{ср}$ (годы)	$T_{ср}$ (Формула 3) (годы)	\bar{T} (Формула 8) (годы)	Ошибка в $T_{ср}$ (годы)	$T_{ср}$ (Формула 3) (годы)	\bar{T} (Формула 8) (годы)	Ошибка в $T_{ср}$ (годы)
1	9,49	7,9	1,57	19,4	11,4	8,0	99,5	15,8	83,7
2	18,98	11,2	7,69	38,9	13,8	25,11	199,0	16,5	182,5
4	37,96	13,8	24,15	77,9	15,3	62,62	398,0	16,6	381,4
6	56,94	14,0	42,14	116,9	15,8	101,1	597,0	16,7	580,3
8	75,93	15,3	60,6	155,9	16,2	139,7	796,0	16,7	779,3
10	94,91	15,6	79,25	194,9	16,3	178,5	995,0	16,9	978,1

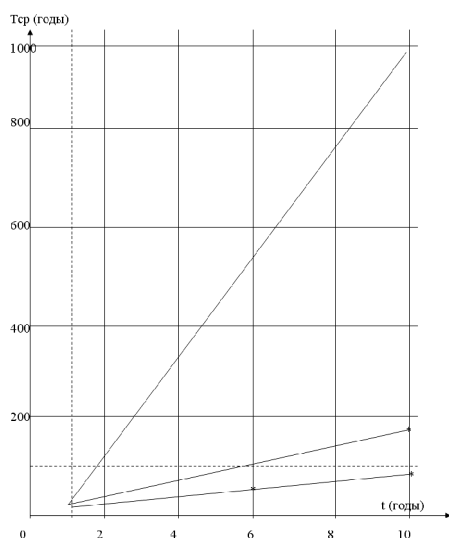


Рисунок 2. Средний срок службы, рассчитанный согласно экспоненциальному закону без учета ресурсных ограничений комплектующих элементов

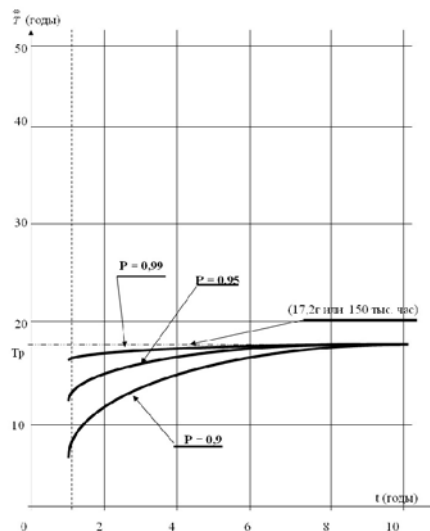


Рисунок 3. Средний срок службы, рассчитанный согласно экспоненциальному закону с учетом ресурсных ограничений комплектующих элементов ($T_r = 150$ тыс. час. или 17,2 года)

Представленные на рисунках 2 и 3 результаты расчетов среднего срока службы радиоэлектронного оборудования космических аппаратов наглядно показывают неприемлемость использования классического метода оценки среднего срока службы с использованием экспоненциального закона распределения случайных отказов комплектующих элементов без каких-либо дополнительных оговорок.

Средний срок службы реальных образцов не может быть больше ресурсных ограничений его элементов. Но если это имеет место, то различными инженерными приемами (например оптимальным резервированием подобных комплектующих элементов) разработчик радиоэлектронного оборудования должен компенсировать имеющиеся ресурсные ограничения.

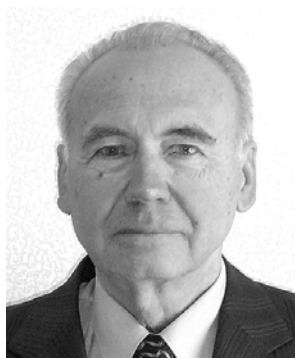
Из изложенного выше следует, что:

- Оценку надежности (вероятности безотказной работы) радиоэлектронного оборудования следует проводить лишь до такого срока службы, когда интенсивность отказов его комплектующих элементов (λ отк./час) минимальна и не имеет тенденций к возрастанию;
- Оценку срока службы радиоэлектронного оборудования необходимо проводить на основе экспоненциального закона о распределении случайных отказов, но с обязательным учетом ресурсных ограничений, т.е. не по формуле 3, а по формуле 8.

Библиографический список

1. Кузнецов В.А. Основные вопросы надежности радиоэлектронной аппаратуры. М., Л.: Изд-во Энергия, 1965. 256 с.
2. Гмурман В.Е. Введение в теорию вероятностей и математическую статистику. М.: Изд-во Высшая школа, 1966. 379 с.
3. Сборник задач по теории надежности./ А.М.Половко [и др.]. М.: Изд-во Советское радио, 1972. 408 с.





ХОХЛАЧЕВ

Евгений Николаевич

профессор, доктор технических наук,
Военная академия РВСН им. Петра
Великого, E-mail: khokhlach@mail.ru

УДК 629.78.017.1:629.78.08

Оптимизация затрат при обеспечении живучести наземных объектов системы управления спутниками

Е.Н. Хохлачев

Предлагается методический подход к определению оптимальных затрат при обеспечении требуемой живучести наземных объектов системы управления спутниками. Затраты определяются с учетом их распределения между силами и средствами, обеспечивающими уменьшение вероятности поражения объекта, и силами и средствами его восстановления после поражения. Для определения затрат формулируется и решается задача нелинейного программирования с ограничениями.

Ключевые слова: поражение; восстановление; функция живучести; затраты; нелинейное программирование.

COST OPTIMISATION WHILE PROVIDING SURVIVABILITY OF GROUND OBJECTS OF SATELLITE CONTROL SYSTEM. E.N. Khokhlachev.

A technical approach is proposed for optimal costs definition while providing required survivability of ground objects of satellite control system. The costs are defined subject to their sharing between the power and means, providing decrease of object's injury probability, and power and means providing its renewal after the injury. For cost definition a nonlinear programming problem is solved with some contingencies.

Key words: injury; renewal; survivability; costs; nonlinear programming.

1. Постановка задачи

При обеспечении требуемой живучести наземного объекта системы управления спутниками возникает задача рационального распределения затрат между силами и средствами, обеспечивающими уменьшение вероятности его поражения, и силами и средствами восстановления пораженного объекта. Действительно, для уменьшения вероятности поражения объекта, в зависимости от его особенностей, применяется комплекс дорогостоящих мероприятий (применение сооружений с высокой степенью защиты, маскировка, охрана). Однако даже при больших затратах вероятность поражения может оставаться высокой, и живучесть объекта не будет удовлетворять предъявляемым требованиям. В то же время, если часть этих затрат выделить на мероприятия по оперативному восстановлению поврежденного объекта,

то можно существенно повысить живучесть и довести ее до требуемого уровня. При этом возникает альтернатива: какую часть затрат выделить на уменьшение вероятности поражения, а какую на обеспечение эффективного восстановления, таким образом, чтобы суммарные затраты были минимальными при выполнении заданных требований к живучести.

Для обоснования показателя живучести используем функцию живучести $\varphi = \varphi(t)$, характеризующую вероятность работоспособного объекта в момент t при аномальных воздействиях окружающей среды [2]. Вид функции $\varphi(t)$ зависит от числа воздействий на объект n . При однократных воздействиях ($n = 1$) и вероятности поражения объекта P функция живучести определяется с помощью следующего выражения:

$$\varphi(t) = 1 - PF(t) + P \int_0^t F(t - \tau) dG(\tau),$$

где $F(t)$ и $G(t)$ – функции распределения времени до воздействия на объект и времени восстановления объекта соответственно.

При экспоненциальных законах

$$F(t) = 1 - e^{-\lambda t} \text{ и } G(t) = 1 - e^{-\mu t}$$

$$\varphi(t) = 1 - \lambda P(\mu - \lambda)(e^{-\lambda t} - e^{-\mu t}), \quad \lambda \neq \mu,$$

$$\varphi(t) = 1 - \lambda P t e^{-\lambda t}, \quad \lambda = \mu,$$

где $\lambda = \eta_{cp}^{-1}$ и $\mu = \tau_{cp}^{-1}$ – интенсивность воздействия и восстановления; η_{cp} и τ_{cp} – среднее время до воздействия и восстановления соответственно.

При этом для любого конечного числа воздействий $\varphi(0) = 1$ и $\lim_{t \rightarrow \infty} \varphi(t) = 1$, т.е. функция

$\varphi(t)$ всегда принимает наименьшее значение φ_m на интервале $(0, \infty)$, которое является оценкой снизу вероятности работоспособного состояния и может быть выбрано в качестве показателя живучести объекта. Общие соотношения для функции живучести при многократных воздействиях и произвольных законах $F(t)$ и $G(t)$ обоснованы и приведены в [1].

Задача формулируется следующим образом. При заданных значениях λ и n определить такие значения вероятности поражения объекта P^* и интенсивности его восстановления μ^* , при которых наименьшее значение функции живучести $\varphi_m(P, \mu)$ будет не менее требуемого $\varphi_{m\text{тр}}$ при минимальных суммарных затратах $C(P, \mu)$ на обеспечение этих значений, т.е.

$$C(P^*, \mu^*) = \min_{P, \mu} [C_Z(P) + C_V(\mu)], \quad (1)$$

$$\varphi_m(P, \mu) \geq \varphi_{m\text{тр}}, \quad (2)$$

$$0 \leq P \leq 1, \mu > 0,$$

где $C_Z(P)$ и $C_V(\mu)$ – затраты на обеспечение требуемой вероятности поражения и требуемой интенсивности восстановления соответственно.

Задача относится к задачам нелинейного программирования с ограничениями и имеет следующие особенности:

- для определения функций $C_Z(P)$ и $C_V(\mu)$ требуются априорные данные, позволяющие установить зависимости затрат от показателей P и μ ;

- аналитические выражения для наименьшего значения функции живучести $\varphi_m(P, \mu)$, особенно при большом числе воздействий, являются сложными и их применение в явном виде практически нецелесообразно;
- определение и анализ множества допустимых значений P и μ , удовлетворяющих неравенствам $\varphi_m(P, \mu) \geq \varphi_{m\text{тр}}$, $0 \leq P \leq 1, \mu > 0$, связано с разработкой новых эффективных алгоритмов и компьютерных программ.

С учетом этих особенностей процедура разработки приемлемого метода решения поставленной задачи будет включать следующие этапы:

- обоснование общего подхода к формированию функций $C_Z(P)$ и $C_V(\mu)$ на основе анализа затраченных ресурсов на обеспечение живучести объектов системы управления;
- формирование и анализ множества D допустимых значений переменных P и μ , ограниченного функцией $\varphi_m(P, \mu) = \varphi_{m\text{тр}}$;
- выбор наиболее эффективного метода решения задачи нелинейного программирования, учитывающего особенности целевой функции $C(P^*, \mu^*)$ и ограничений (2);
- разработка алгоритма и компьютерных программ метода и оценка его оперативности и точности;
- апробация метода на конкретном примере определения рациональных затрат, обеспечивающих требуемую живучесть объекта системы управления.

2. Функция затрат. Множество допустимых значений переменных

Обоснование функций $C_Z(P)$ и $C_V(\mu)$ связано с определением их предельных значений и выявлением тенденций изменения затрат при изменении значений P и μ . В [1] получены следующие аналитические выражения:

$$C_Z(P) = -k_Z \ln P, \quad (3)$$

$$C_V(\mu) = k_V(\mu), \quad (4)$$

где k_Z – коэффициент защиты, учитывающий изменение затрат на единицу $\ln P$;

k_V – коэффициент восстановления, учитывающий изменение затрат на единицу μ .

В результате суммарные затраты на обеспечение живучести объекта будут определяться следующей

зависимостью:

$$C_v(P, \mu) = k_v(\mu) - k_z \ln P. \quad (5)$$

Формирование множества D допустимых значений переменных P и μ , ограниченного соотношением $\varphi_m(P, \mu) = \varphi_{m \text{ тр}}$, возможно только с использованием численных методов ввиду неявного задания трансцендентной функции $\varphi_m(P, \mu)$. Обобщенный алгоритм численного метода включает следующие этапы:

1. Ввод исходных данных: λ – интенсивности воздействий окружающей среды, n – прогнозируемого числа воздействий, $\varphi_{m \text{ тр}}$ – требуемого наименьшего значения функции живучести.

2. Задание цикла для формирования значений P_i . Обычно формируется P с точностью до 1%, т. е. $P_i = 0,01; 0,02; \dots; 1$.

3. Задание цикла для формирования $\mu_j = 0,01; 0,02; \dots; \mu_{\max}$, где μ_{\max} выбирается на основании опыта построения функций. Обычно $10 \leq \mu_{\max} \leq 30$.

4. Задание цикла для формирования значений $t_k = 0; 0,1; 0,2; \dots; t_{\max}$, где t_{\max} выбирается с учетом предполагаемой продолжительности воздействий.

5. Определение значений функции

$$\varphi = \varphi(t_k, P_i, \mu_j, \lambda)$$

с использованием формул, приведенных в [1].

6. Сравнение значений $\varphi = \varphi(t_k, P_i, \mu_j)$ при фиксированных P_i и μ_j . Определение наименьшего значения функции $\varphi_m(P_i, \mu_j)$.

7. Формирование разностей

$$\Delta_j = |\varphi_m(P_i, \mu_j) - \varphi_{m \text{ тр}}|$$

при фиксированной P_i . Определение разности Δ_j , удовлетворяющей неравенству $\Delta_j \leq 0,001$. Данное неравенство обеспечивает высокую точность численного метода, т. е. совпадение $\varphi_m(P_i, \mu_j)$ и $\varphi_{m \text{ тр}}$ с точностью до 0,1%.

8. Фиксация P_i и μ_j , соответствующих полученной разности Δ_j , и формирование массива значений P_i и массива соответствующих им значений μ_j , при которых $\varphi_m(P_i, \mu_j) = \varphi_{m \text{ тр}}$ с заданной точностью.

9. Заполнение таблицы и вывод значений P_i и μ_j ,

построение графика функции $\mu = f(P)$, удовлетворяющей равенству $\varphi_m(P_i, \mu_j) = \varphi_{m \text{ тр}}$.

На основании данного алгоритма составлена компьютерная программа, позволяющая формировать функции $\mu = f(P)$ для любых допустимых значений λ и $\varphi_{m \text{ тр}}$, а также для значений $n = 1, 2, 3$. Время формирования функции до 10 – 15 с.

На рис. 1 представлены варианты областей допустимых значений, ограниченных снизу функциями $\varphi_m(P, \mu) = 0,9$, при $n = 1, 2, 3$; $\lambda = 1$, а слева и справа прямыми $P = 0$ и $P = 1$. Заштрихована область D , ограниченная снизу функцией при $n = 3$.

Из графиков видно, что области D допустимых значений переменных P и μ , задаваемые ограничениями (2), являются выпуклыми. При этом для любой точки $A(P', \mu')$, находящейся внутри этих областей, всегда найдется точка $B(P^*, \mu^*)$ на границе $\varphi_m(P, \mu) = \varphi_{m \text{ тр}}$ этих областей, для которой $C(P^*, \mu^*) < C(P', \mu')$. Действительно, если взять произвольную точку $A(P', \mu')$ (см. рис. 1), то ей всегда можно сопоставить точку $B(P^*, \mu^*)$, у которой $\mu^* < \mu'$ при $P^* = P'$. Так как функция затрат (5) пропорциональна значениям P и μ , то $C(P^*, \mu^*) < C(P', \mu')$. На основании этого можно сделать вывод, что минимум функции затрат в соответствии с поставленной задачей необходимо искать на нижней границе области D и неравенство в ограничениях (2) можно заменить равенством $\varphi_m(P, \mu) = \varphi_{m \text{ тр}}$

3. Метод минимизации затрат

Полученный вывод определяет процедуру поиска требуемых значений P^* и μ^* , при которых минимизируются затраты в соответствии с поставленной задачей (1). Для достижения поставленной цели можно выбрать любой из предлагаемых методов решения задач нелинейного программирования с нелинейными целевой функцией и ограничениями [3].

Однако учитывая, что задача включает незначительное число переменных (всего две), для ее решения можно использовать метод направленного перебора. Сущность метода заключается в

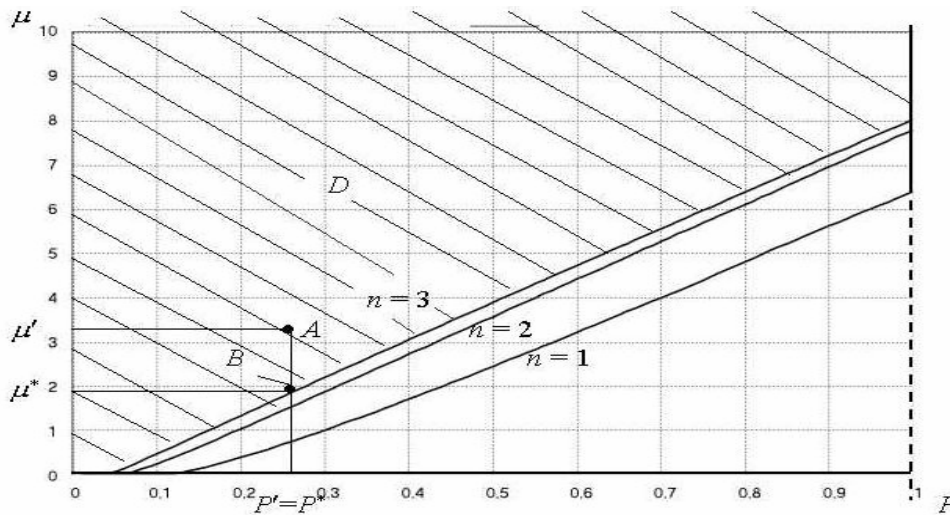


Рисунок 1. Область D допустимых значений P и μ

следующем:

- на основании исходных данных λ , n и $\varphi_{m\text{ тр}}$ определяется множество D допустимых значений переменных P и μ ;
- формируется возрастающая последовательность затрат C_i , $i = 0, 1, 2, \dots$, начиная с минимально возможного значения C_0 ; при этом $\Delta_i = C_{i+1} - C_i$ выбирается с учетом требуемой точности вычисления;
- задаются коэффициенты k_V и k_Z и последовательно определяются значения P и μ , соответствующие уравнениям:

$$k_V \mu - k_Z \ln P = C_i, i = 0, 1, 2, \dots;$$

- получаемые значения сравниваются с заданной точностью со значениями P и μ координат точек нижней границы множества D ;
- на некотором r -м шаге сравнения ($i = r$) определяется точка касания $B(P^*, \mu^*)$ кривой $\varphi_m(P, \mu) = \varphi_{m\text{ тр}}$ и кривой $C(P, \mu) = C_r$, координаты которой P^* и μ^* будут определять искомое решение.

Метод реализован с использованием компьютерной программы, которая позволяет находить решение поставленной задачи с шагом $\Delta_i = 0,01$, что обеспечивает при средних значениях $C = 10$ точность решения около 0,1%. Время поиска оптимизирующей точки $B(P^*, \mu^*)$ от 15 до 30 с. Результаты решения выводятся в виде количественных данных, а также в форме графика. Наряду

с этим программа позволяет находить приближенное графическое решение задачи путем формирования множества D , подбора значений C_i , последующего построения кривых $C(P, \mu) = C_i$ и поиска такой кривой $C(P, \mu) = C_r$, которая имеет точку касания с кривой $\varphi_m(P, \mu) = \varphi_{m\text{ тр}}$. На рис. 2 представлен вариант такого графического решения задачи для следующих исходных данных: $\lambda = 1$; $n = 1$; $\varphi_{m\text{ тр}} = 0,9$; $k_V = 1$; $k_Z = 2$.

Точка касания, полученная для кривой, определяемой уравнением $3,385 = \mu + 2 \ln P$, имеет координаты $P^* \approx 0,3$; $\mu^* \approx 1$. В результате минимально допустимые затраты C_{\min} на обеспечение живучести объекта составляют 3,385 единиц стоимости, при этом на восстановление рекомендуется выделить $C_V = 1$, а на защиту $C_Z = 2,385$ единиц стоимости.

По сравнению с графическим методом численный метод дает более точные результаты. Например, если использовать изложенные выше исходные данные, то получим следующие результаты: $P^* = 0,29$; $\mu^* = 0,94$; $C_{\min} = 3,41$; $C_V = 0,94$; $C_Z = 2,47$.

4. Примеры и результаты определения затрат

Предлагаемый метод в целом позволяет получить практически реализуемые предложения по рациональному распределению ресурсов при обеспечении требуемой живучести объекта. Однако для повышения достоверности получаемых

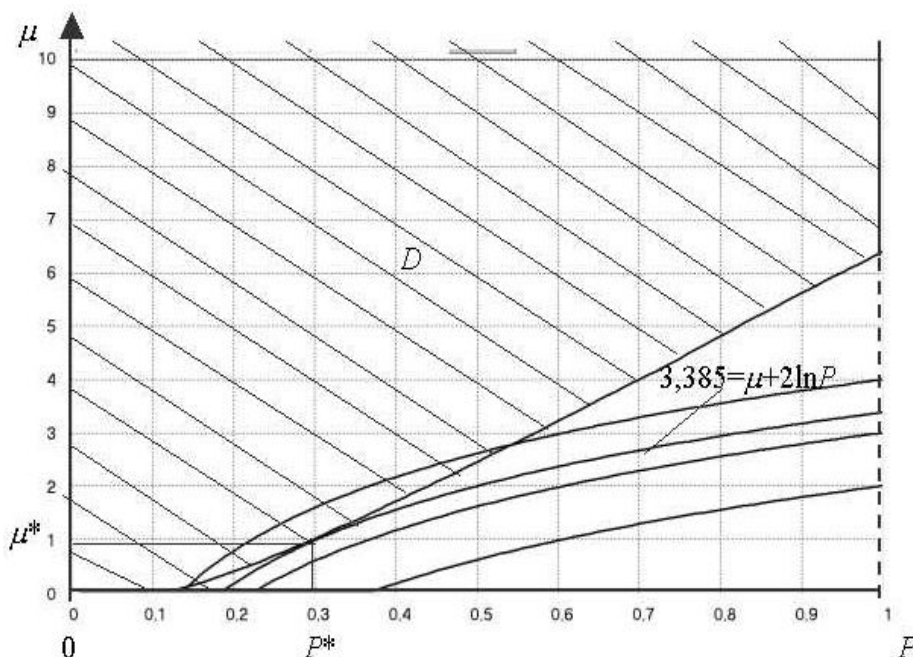


Рисунок 2. Вариант графического решения задачи

результатов необходимо решить две задачи.

Во-первых, разработать эффективную методику прогнозирования возможных сценариев воздействий на объекты системы управления, включая определение числа воздействий, интервалов времени между ними, а также предполагаемые вероятности поражения объектов различных типов.

Во-вторых, уточнить на основе обработки статистических данных зависимость (5) суммарных затрат на обеспечение живучести объекта от показателей его восстанавливаемости и защищенности. При этом необходимо уточнить как значения коэффициентов k_V и k_Z , так и вид используемых функций затрат.

Пример 1. Определить минимально допустимые затраты на обеспечение живучести объекта системы управления при следующих исходных данных:

- интенсивность воздействий $\lambda = 1$ (1/сутки), т. е. в среднем ожидается одно воздействие на объект в течение суток;
- ожидаемое число воздействий $n = 3$;
- требуемое минимальное значение функции живучести $\varphi_{m\ tr} = 0,9$, т. е. требуется, чтобы вероятность выполнения всех функций объектом системы управления не опускалась ниже значения 0,9;
- для восстановления объекта выделяется $k_V = 2$ млн. руб. на единицу интенсивности восстановления μ ,

иначе говоря, для обеспечения $\mu = 1$ (1/сутки) или $\tau_{cp} = 1$ суткам требуется 2 млн. руб., для $\mu = 2$ (1/сутки) или $\tau_{cp} = 12$ ч требуется 4 млн. руб. и т. д.;

- для защиты объекта выделяется $k_Z = 3$ млн. руб. на отрицательную единицу $\ln P$, иначе говоря, для обеспечения $\ln P = -1$ или $P \approx 0,37$ требуется 3 млн. руб., для $\ln P = -2$ или $P \approx 0,13$ требуется 6 млн. руб., наконец, для обеспечения практически абсолютной защиты, когда $\ln P = -10$ и $P \approx 0,000045$, требуется 30 млн. руб.; в этом случае вероятность непоражения объекта будет равна $P_H = 1 - P \approx 0,9995$, и т. п.

Для решения примера используем компьютерную программу и получаем: $\mu^* = 1,08 \approx 1$ (1/сутки); $P^* = 0,17$; $C_{\min} = 7,47$ млн. руб. Таким образом, для обеспечения требуемой живучести достаточно выделить 7,47 млн. руб. и необходимо организовывать мероприятия по восстановлению, обеспечивающие интенсивность восстановления 1,08 (1/сутки) или среднее время восстановления $\tau_{cp} \approx 1$ суткам, а вероятность поражения 0,17, при этом затраты будут распределены: на восстановление – 2,16 млн. руб., на защиту – 5,31 млн. руб. Графическое решение примера представлено на рис. 3.

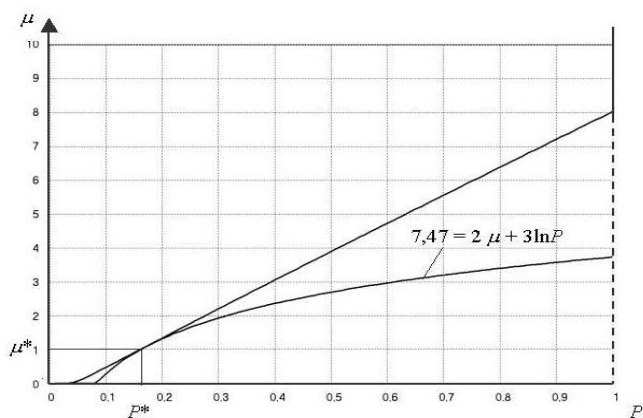


Рисунок 3. Графическое решение примера 1

Пример 2. Интенсивность воздействий противника $\lambda = 1$, ожидаемое число воздействий $n = 3$, коэффициенты $k_V = 2$, $k_Z = 3$. Определить зависимость затрат от требуемого наименьшего значения функции живучести. Построить графики. Сделать выводы из анализа этой зависимости.

Задаем значения требуемого наименьшего значения функции живучести $\varphi_{m\text{тp}} = 0; 0,1; 0,2; \dots; 0,9; 0,91; \dots; 0,99; 1$. Для каждого значения с использованием компьютерной программы определяем требуемые минимальные затраты. На основании полученных результатов строим графики зависимостей $C(\varphi_{m\text{тp}})$, $C_V(\varphi_{m\text{тp}})$ и $C_Z(\varphi_{m\text{тp}})$, представленные на рис. 4.

Анализ полученных графиков показывает, что при низких требованиях к живучести объекта, когда $\varphi_{m\text{тp}} < 0,5$, целесообразно выделять ресурсы только на его восстановление. При этом затраты на обеспечение защиты будут равны нулю и, как показывают дополнительные расчеты, вероятность поражения объекта $P^* = 1$.

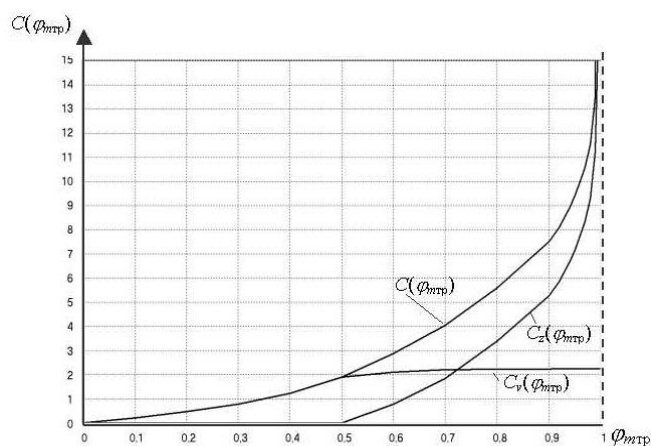


Рисунок 4. Зависимость стоимости от живучести

При более высоких требованиях к живучести, когда $\varphi_{m\text{тp}} \geq 0,5$, затраты на обеспечение защиты объекта $C_Z(\varphi_{m\text{тp}})$ существенно возрастают, а затраты на восстановление $C_V(\varphi_{m\text{тp}})$ стабилизируются и принимают постоянное значение вне зависимости от возрастания требований к живучести.

Таким образом, на основании полученных расчетов можно сделать следующий вывод: для минимизации суммарных затрат при возрастающих реальных высоких требованиях к живучести необходимо определить рациональные постоянные затраты на восстановление объекта и обосновать график возрастающих затрат на его защиту.

Библиографический список

1. Хохлачев Е.Н. Организация и технологии выработки решений при управлении системой связи. М.: ВА РВСН, 2009. 284 с.
2. Хохлачев Е.Н. Теоретические основы управления. Часть 2. М.: РВСН, 1996. 444 с.
3. Хедли Дж. Нелинейное и динамическое программирование. М.: Мир, 1967. 506 с.





ПРИГОДА

Борис Алексеевич

главный специалист

ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»,

доктор технических наук

Конструкционный синтез спиральных антенн

Б.А. Пригода

В данной статье рассмотрены некоторые варианты конструкций спиральных антенн, используемых на космических аппаратах. Показана зависимость формы диаграммы направленности от количества заходов и способа возбуждения спиральных антенн.

Ключевые слова: слабонаправленная антенна; коэффициент направленного действия антенны; цилиндрическая антенна; активная часть; лента.

Construction sintes of spiral antennas. B.A. Prigoda

In this article some variants of designs of the spiral antennas used on space vehicles are considered. Dependence of the form of the directional pattern on quantity of calls and way of excitation of spiral antennas is shown.

Key words: how directional Antenna; Antenna directivity Factor; cylinder antenna; active par; tape.

Для обеспечения устойчивой связи с КА, работающих в различных режимах пространственной ориентации, наиболее пригодными являются антенны с вращающейся поляризацией, работающие в широкой полосе частот и угловых координат.

Из всех возможных способов создания подобных спиральных антенн могут быть выделены следующие:

- модуляция геометрических параметров спирали (шаг спирали, угол намотки, диаметр токонесущего витка и др);
- введение в структуру спирали дополнительных элементов в виде экранов, фазосдвигающих элементов, распределенных и сосредоточенных активных и реактивных элементов;
- комбинирование нескольких излучателей в одной конструкции;
- применение экранов различных форм, позволяющих осуществлять перераспределение поля излучения спирали во внешнем пространстве.

Результирующие характеристики излучения комбинированной антенны содержат в себе в качестве парциальных составляющих как характеристики

спирали в свободном пространстве, так и характеристику, определяющую реакцию и взаимную связь элементов сложной антенны. Выбирая специальным образом размеры и взаимное расположение этих элементов, можно добиться существенного перераспределения излучения в пространстве. Примером подобной сложной излучающей системы может служить антенна, составленная из двух цилиндрических соосных спиралей, работающих соответственно в режимах излучения T_1 и T_2 . Часто бывает необходимо обеспечить малую силуэтность антенны. Для этого антенна утапливается под обшивку носителя или незначительно выступает над ней. Один из примеров таких антенн приведен на рис.1.

Обычная спиральная антенна помещается в металлическую полость. Подобная модификация спиральной цилиндрической антенны позволяет добиться согласования структуры на основном типе волны на участках перехода от фидерной линии к антенне и от антенны к свободному пространству, тем самым улучшая форму диаграммы направленности и поляризационные свойства спиральной

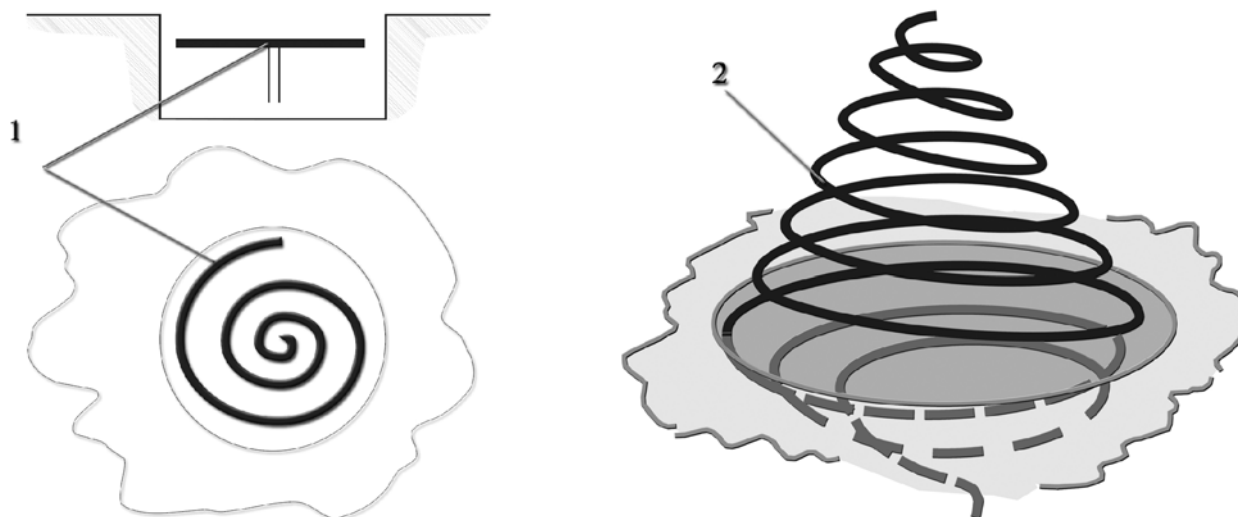


Рисунок 1. Спирали в металлической полости
 1 – плоская спираль; 2 – выпуклая спираль

структуры. Наиболее часто встречающимися вариантами конструктивного исполнения подобного совмещения являются введение в полость цилиндрической или конической антенны металлических или диэлектрических конструкций в виде цилиндров и других тел. Примером может служить совмещение функций антенны с функциями парашютного контейнера спускаемого на поверхность планеты автоматического посадочного аппарата.

Выбором конфигурации токонесущих ветвей и их расположения относительно цилиндра добиваемся квадратурного возбуждения поперечных составляющих поля излучения, обеспечивающего поляризацию близкую к круговой даже при относительно малых продольных размерах спирали, которые в нормальных условиях не обеспечивают получения круговой поляризации, рис.2.

Спираль (1) содержит трехветвевую активную часть с пассивными ветвями, проходящими между ветвями активной спирали. Полость цилиндра (2) использовалась одновременно в качестве отсека для тормозного парашюта. Роль отражателя выполнял тормозной щиток посадочного аппарата (3). При высоте спирали около $0,5 \lambda$ и диаметре $d_c = \frac{\lambda}{\pi}$ при угле намотки $\approx 8^\circ$ усиление должно было быть равным:

$$G=1+2\pi \approx 7$$

Реально на рабочей частоте 143 МГц было получено усиление $KU=10$. Монофилярные ЦСА с цилиндром внутри для высоты антенны $H_\lambda=1,6$

обеспечивают $KU \approx 14$ дБ. Эффективность излучения ленточных спиральных антенн уменьшается с увеличением диаметра сердечника, уменьшением ширины ленты и увеличением ϵ подложки.

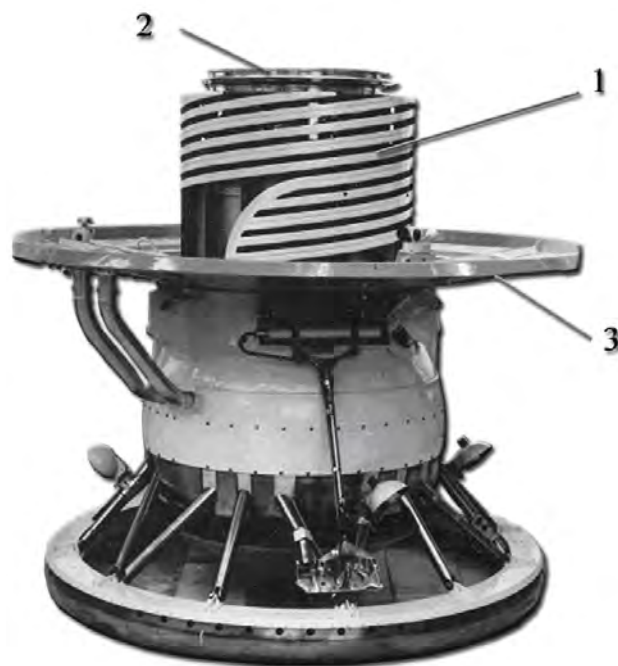


Рисунок 2. Внешний вид модифицированной спиральной антенны на венерианском макете
 1 - многозаходная спираль; 2 - отсек для парашюта; 3 - тормозной щиток.

Из рис. 3 видно, что (1) при $ka=0,85$ излучение концентрируется в обратном осевом направлении, с ростом (2;3) частоты главный лепесток смещается в сторону поперечного направления.

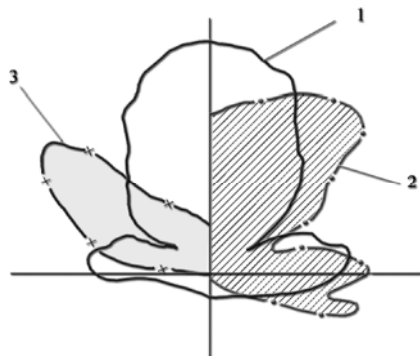


Рисунок 3. Зависимость эффективности спиральной антенны от размеров
1 - $ka=0,85$; 2,3 - $ka<0,85$.

Для определения частоты на поверхности конуса будет иметь место область, в пределах которой будут выполняться условия для формирования волны типа T_{-1} , создающей излучение осевого типа в направлении противоположном направлению распространения волны, то есть в сторону узла возбуждения спирали. Это основной тип волны для 2-х заходных логоспиральных конических антенн. В принципе возможны и другие режимы излучения подобных антенн. При запитке спирали со стороны вершины конуса на фиксированной частоте различные участки поверхности конуса будут представлять собой области пространственных резонансов, для различных типов волн, однако при этом следует обратить внимание на тот факт, что интенсивность излучения этих областей будет различной. Основное ослабление интенсивности волны тока будет происходить на участке, соответствующем волне типа T_{-1} . Это происходит за счет излучения этим участком большей части энергии, подводимой к нему бегущей волной тока. Излучение последующих участков будет немного меньше, и их вклад в формирование общего поля излучения и влияние на характеристики излучения будет также незначительным.

Действительно, как было показано выше, характеристика направленности конической логоспиральной антенны определяется не только ее геометрией, но и способом возбуждения. При возбуждении с вершины конуса наиболее активной областью излучения является область пространственного резонанса волны типа T_{-1} , создающей осевое излучение в направлении, обратном движению возбуждающей структуру волны.

При возбуждении со стороны основания наиболее эффективно возбуждаются области, соответствующие волнам более высоких порядков, создающих диаграммы направленности воронкообразной и других форм. При фиксированной длине волны перемещение вдоль структуры сказывается на величине постоянной распространения точно так же, как в случае регулярной цилиндрической спиральной структуры при изменении частоты. Области, примыкающие к вершине конуса, где размеры спирали много меньше длины волны в основном играют роль канализирующих или направляющих участков спирали. Здесь выполняются условия существования волны типа T_0 , но в силу малости размеров, интенсивность излучения этого участка пренебрежимо мала. Измеренная на этом участке поверхности конуса амплитуда поля будет большой. Далее участки конуса начинают все более и более интенсивно излучать. Эффективные размеры спирали здесь постепенно увеличиваются и, наконец, на участке, где длина витка спирали становится близкой к длине волны, излучение становится самым интенсивным. Амплитуда поля вблизи поверхности конуса будет в этом месте минимальной. При изменении частоты эта область интенсивного излучения будет перемещаться по длине конуса. Кроме жестких каркасов, применяются также каркасы, позволяющие осуществлять раскрытие и складывание конструкции антенны: телескопические, пружинные и др. Пружина имеет назначение раскрывать цилиндр из мягкого диэлектрического материала, на который нанесены токонесущие ветви из металлической плетенки, сетки или металлизированной ткани. Многообразие конструктивных решений для реальных антенных устройств спирального типа объясняется требованиями к их электрическим характеристикам и спецификой и особенностями их эксплуатации. Наличие неоднородностей и характер их распределения по структуре будут определенным образом сказываться на характеристиках антенны. Это выражается в том, что в структуре будут возникать парциальные отраженные волны, которые исказят амплитудно-фазовое распределение токов на активной части поверхности спирали. В зависимости от значений эквивалентных импедансов внесенных неоднородностей структуры и их взаимного расположения, в линии возникнут парциальные отраженные волны и установится вторичная волна обратного направления. Это скажется, в частности, и на импеданс антенны в целом. Этим фактом пользуются на практике, искусственно вводя в структуру спирали

компенсирующие неоднородности, типа отражателей, диэлектрических вставок, импедансных включений и других, с помощью которых можно регулировать значение входного импеданса антенны и ее характеристики излучения.

Отражающий экран спиральной антенны имеет важное значение в формировании поля излучения антенны и согласовании ее с питающим фидером. Это объясняется тем, что наводимые на нем токи возбуждают в окружающем пространстве вторичное поле, которое может определенным образом влиять на основное поле излучения спиральной антенны, искажая ее выходные характеристики: диаграмму направленности, поляризационную и импедансную характеристики. Основным назначением экрана является обеспечение минимально возможного уровня заднего и бокового излучения. При этом он не должен нарушать симметрии электрической структуры спиральной антенны, для чего необходимо правильно выбирать как форму, так и размеры отражающего экрана. Регулировкой его размеров и формы можно добиться компенсации некоторых недостатков собственно спирали. При построении конкретных конструкций спиральных антенн и выборе способа их возбуждения необходимо руководствоваться основным правилом: в любой антенне одни участки ее структуры в основном ответственны за канализацию, другие – за излучение высокочастотной энергии. Поэтому вводить дополнительные компенсирующие элементы, влияющие на характер распространяющихся в структуре волн и предназначенных для формирования и улучшения определенных характеристик, необходимо в тех участках структуры, где они могут быть максимально эффективны без внесения искажений в остальные характеристики антенны.

Таким образом, регулировка входного импеданса антенны и ее характеристик излучения должны быть локально разделены и взаимно развязаны. Переход от сплошного отражателя к секционированному позволяет регулировать форму диаграммы в плоскости нормальной к оси спирали. Степень неравномерности ее определяется соотношением угловых размеров дуг отражателей и зазоров между ними.

Роль отражателя может выполнять плавный переход от коаксиального фидера к спирали, который также является отрезком фидера с двойной плавно расширяющейся согласующей прорезью. Ветви коаксиала, разделенные прорезью, имеют длины $3/2\lambda$ и $\lambda/2$. Это обеспечивает наилучшее согласование.

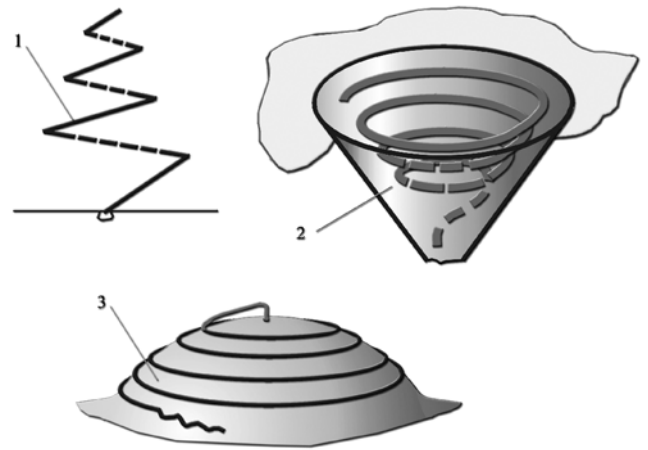


Рисунок 4. Типы отражателей спиральных антенн
1 - дисковый; 2 - конусная полость;
3 - выпуклая сферическая поверхность

На рис. 4 приведены несколько типов сочетания спирали с отражателем.

Форма диаграммы направленности конической логоспиральной антенны определяется в конечном итоге размерами «эквивалентной апертуры» и амплитудно-фазовым распределением на ней. Эти обычные для апертурных антенн понятия становятся понятными, если провести аналогию между активной областью конической логоспиральной антенны и раскрывом обычной поверхностной антенны, например, зеркальной. Одной из таких моделей предлагается представление реальной структуры в виде эквивалентного раскрыва. Это подходит для структур с излучением, обладающим осевой симметрией, например, для спиралей. При этом поверхность рассматривается как развернутая в плоский диск, эквивалентная по площади излучающей поверхности спиральной антенны, круговая апертура, ориентированная нормально к оси симметрии ДН реальной спиральной структуры.

Площадь наружной излучающей поверхности, включая верхнюю часть диска, равна:

$$S = \pi \frac{D^2}{4} + \pi DH$$

$$\text{Если } \pi D = \lambda, \text{ то } S = \frac{DH}{4} + H\lambda = \lambda \left(\frac{D}{4} + H \right).$$

$$\text{При } H = \lambda, \quad S = \lambda^2 + \frac{\lambda^2}{4\pi} = \lambda^2 \left(1 + \frac{1}{4\pi} \right).$$

Если КНД эквивалентного раскрыва с площадью S равен $G = \frac{4\pi S}{\lambda^2}$, то в этом случае

$$G = \frac{4\pi\lambda^2}{\lambda^2} \left(1 + \frac{1}{4\pi}\right) = 4\pi + 1, \text{ т.е. } G_{\max} \leq 13.$$

Для традиционных антенн бегущей волны, в том числе и ЦСА, применяется выражение $G = 7 \div 8 \frac{L}{\lambda}$.

Из сравнения результатов в традиционных представлениях, а также в представлениях эквивалентного раскрыва видно, что в последнем случае усиление может быть гораздо выше. Очевидно, для достижения этого необходимо синтезировать или модифицировать спиральную структуру таким образом, чтобы ее эффективный КИП стал близок к единице. В связи с подобными задачами в настоящее время получили широкое развитие методы конструкционного синтеза. Задача конструкционного синтеза состоит в том, чтобы, используя заложенные в конструкции антенны и свойства ее окружения, степени свободы, добиться согласования, минимума потерь и требуемого распределения мощности излучения в пространстве.

Исследования показывают, что в монофилярной спирали существуют две области, определяющие эффективность ее возбуждения и излучения:

- область 1, начиная от точки возбуждения и далее на протяжении первых 1,2...3 витков, характеризуется резким спаданием амплитуды тока до минимума; это область возбуждения структуры спирали.
- область 2, начиная от точки минимума тока и до конца структуры, характеризуется относительным постоянством амплитуды тока, она ответственна за формирование поля в структуре, согласование с внешним пространством и перенос энергии поля во внешнее пространство путем преобразования энергии генератора в энергию поверхностной волны, которая возбуждает последующие витки спирали.

Рассмотрение спирали с позиций апертурного возбуждения позволяет сделать качественный вывод о том, что, введя дополнительные ветви спирали (активные, пассивные), можно добиться более эффективного возбуждения ее поверхности и повысить излучательную способность спирали. Роль дискового отражателя сводится к тому, что при изменении его диаметра и формы режим излучения изменяется от переднего осевого к 2-х стороннему и

заднему осевому. Однако между этими двумя понятиями существует некоторая разница. Так, при увеличении активной области конической спирали, например, при увеличении угла подъема спирали, наблюдается уширение основного лепестка диаграммы направленности. То есть на первый взгляд наблюдается несоответствие между обычными апертурными представлениями и представлениями «эквивалентной апертуры» для конических логарифмических спиральных антенн. Объяснение этого эффекта можно провести на основе качественного анализа работы конической спиральной антенны.

Основными положениями при этом являются:

- увеличение размеров «эквивалентной апертуры» конической антенны приводит к вытягиванию токонесущих полос спирали вдоль оси конуса, увеличивая тем самым вклад продольной дипольной составляющей поля антенны. За счет нее диаграмма направленности становится более ненаправленной, основной ее лепесток расширяется в стороны от оси к основанию конуса;
- уменьшение размеров «эквивалентной апертуры» конической спирали приводит к сближению витков спирали и более плотной их намотке на поверхность конуса. Это сближение витков происходит не только с точки зрения геометрии их расположения, но и с точки зрения электрических характеристик. Витки спирали, входящие в «активную область», имеют при этом более похожие, чем в первом случае, геометрические и электрические размеры. Исследования показывают, что антенны обладают участками, которые в основном ответственны за создание поля излучения и за формирование основных электрических характеристик. За пределами этих участков антенны мало чувствительны к изменению геометрии, размеров, свойств среды и так далее. Так, для 2-х заходной антенны входное сопротивление, измеренное в точке запитки структуры, сохраняет значение, близкое к 60л при изменении внешнего диаметра вплоть до критического, определяющего границу «активной области» антенны или зону пространственного резонанса по аналогии с цилиндрическими антеннами.

Активная составляющая входного сопротивления M -заходной равноугольной самоподполняющей структуры равна:

$$R_{\text{вх}} = \frac{\eta_0}{M}, \quad \eta = 377 \text{ ом}$$

При одном и том же количестве клемм, сопротивление системы будет зависеть от способа их подключения. При этом, чем больше число ветвей спирали, тем больше интервал возможных значений сопротивлений структуры, получаемых при различных вариантах запитки этих ветвей. Так при $M=2$ имеется всего один вариант включения структуры. При этом ее сопротивление равно $R=189$ Ом.

При $M=3$ вариантов запитки структуры два. Соответствующие им значения сопротивлений равны: $R_1=230$ Ом и $R_2=170$ Ом.

При $M=4$ этих вариантов уже 5, причем интервал возможных сопротивлений расширяется до (94-270 Ом) и так далее.

Это объясняется также и тем, что на практике толщина токонесущей ветви спирали конечна. Увеличение толщины токонесущего провода приводит к уменьшению сопротивления спиральной антенны и к снижению диапазонности антенны, поскольку при этом снижается верхняя граничная частота. При малом зазоре между токонесущими ветвями, коническую антенну можно считать состоящей из одних только токовых колец, сдвинутых по фазе друг относительно друга. Результаты расчета и экспериментов при этом довольно хорошо согласуются друг с другом.

В направлениях, близких к направлению главного излучения, поляризация поля близка к круговой. При уходе от этого направления она постепенно переходит в эллиптическую, а затем становится чисто линейной. Направление вращения вектора поляризации при этом обратно направлению намотки спирали. Если двухзаходные конические спиральные антенны с противофазной запиткой в вершине конуса обеспечивают однолепестковую диаграмму направленности, ориентированную своим максимумом в сторону вершины конуса, то четырехзаходные конические антенны используются на практике в основном для обеспечения воронкообразных диаграмм направленности. При изменении угла намотки спирали меняется ориентация максимума диаграммы направленности, что полностью согласуется с представлениями этих антенн в виде «эквивалентных раскрытов», образованных дипольными группами. Чаще всего возбуждение равноугольных плоских и логарифмических конических спиральных антенн осуществляется с помощью коаксиальных фидеров, прокладываемых вдоль токонесущих ветвей спирали. Распайка проводов коаксиального фидера осуществляется в вершине конуса по одной из возможных схем, предусмотренных способами возбуждения конических антенн. Ветвь

спирали (или несколько ветвей), по которой проложен питающий фидер, называется активной ветвью. Остальные ветви называются пассивными. Для осуществления электрической симметрии структуры как в случаях плоских спиралей, так и в случаях конических, полусферических конструкций, вдоль пассивных ветвей прокладываются запаянные с обоих концов отрезки кабелей, аналогичных активному питающему фидеру. В случае 2-х заходной логоспиральной конической антенны, запитанной в вершине конуса, фазировка или расфазировка активной области приведет к тому, что резонирующая волна типа T_{11} будет обеспечивать более сконцентрированную или более размазанную пространственную диаграмму направленности с осевой формой излучения. Для четырехзаходной спиральной антенны, запитанной с вершины конуса в соответствии с одной из возможных схем возбуждения, приведенных в таблице 1, будет наблюдаться та же картина: при более плотной намотке витков спирали, то есть при меньших углах подъема диаграмма направленности будет ориентирована своим максимумом ближе к основанию конуса. Преимуществом конической спирали по сравнению с плоской является то, что она обеспечивает одностороннее излучение без применения специальных дополнительных отражателей. Как показали исследования, угол при вершине конуса определяет соотношение между количеством энергии, излучаемой антенной вперед, то есть в пределах полусферы, направленной в сторону вершины конуса и энергией, излучаемой в обратном направлении. При углах Ψ больших 60° энергией, излученной в задней полусфере, можно пренебречь по сравнению с энергией, излученной в передней полусфере. При $\Psi = 20^\circ$ эта доля энергии становится еще меньше. При этом предполагается, что угол между образующей конуса и касательной к спирали в точке пересечения ее с этой образующей достаточно велик. Этот угол определяется с помощью выражения:

$$H = \frac{\pi}{2} - \arctg b = \arctg b$$

и характеризует собой диаграмму направленности по половинному уровню излучаемой мощности. В таблице 1 приведены типы волн, существующих в конических 2-х и 4-х-заходных спиральных антеннах и соответствующие им диаграммы направленности.

Поскольку, как было сказано выше, коническая спиральная антенна обладает «волноводными» и «излучающими» участками, то целесообразно очевидно

Таблица 1

Количество заходов и способ возбуждения	Типы волн	Форма диаграммы направленности
2-х заходная спираль с синфазным возбуждением	$T_0, T_{\pm n}$	Тороидальная коническая
2-х заходная с противофазным возбуждением	$T_{\pm(2n+1)}$	Осевая
4-х заходная. Синфазное возбуждение	$T_0, T_{\pm 4}$	Тороидальная
4-х заходная. Возбуждение вида: $0^\circ, -90^\circ, -270^\circ, -360^\circ$	T_{-3}, T_{-7}, T_{-11}	Тороидальная узкая

выделить ту область поверхности антенны, которая в основном ответственна за формирование поля излучения. Оценка границ области активного излучения проводится по относительным изменениям уровня поля, замеренного вблизи поверхности конуса. В качестве граничного значения уровня поля вблизи конуса принято принимать то, при котором начинают появляться заметные искажения ширины диаграммы направленности и коэффициента поляризации поля излучения. При уменьшении диаметра нижнего основания конуса будут изменяться также и распределение поля вдоль образующей конуса. Вначале искажение формы проявляется в некотором уширении основного лепестка, что эквивалентно квадратичным фазовым искажениям на некотором эквивалентном раскрыве. При дальнейшем уменьшении диаметра нижнего основания искажения принимают более сложный характер: наряду с еще большим уширением основного лепестка растет уровень бокового и заднего излучения. Форма основного лепестка становится несимметричной, что характеризует наличие нечетных фазовых искажений на эквивалентном раскрыве. Последнее может быть объяснено тем, что форма эквивалентного раскрыва, за счет различного количества «активных» витков в различных его квадрантах, получается несимметричной. Точно так же определяется граница «активной» области со стороны вершины конуса: **границей области считается радиус верхнего основания, при котором искажения характеристик излучения достаточно сильно выражены.** Было принято считать этой границей радиус, при котором уровень ближнего поля ниже первоначального максимума на 3 децибелла. Границы «активной» области в сильной степени зависят от угловых параметров конической логарифмической спиральной антенны: угла при вершине конуса и угла намотки спирали. Чем более густо намотана спираль, тем большее количество витков спирали попадает в активную область и тем большее число витков спирали участвует в излучении.

Для конических спиральных структур, ветви которых представляют собой тонкие экспоненциальные расширяющиеся ленты, границы областей существования волн типа T_n могут быть приближенно оценены с помощью выражений: для волн типа T_n : n

$$\operatorname{tg}\left(\frac{90-\alpha}{2}\right) \leq kr \sin \theta_o \leq -\cos \alpha, \text{ для волн типа } T_n$$

n :

$$n \cos \alpha \leq kr \sin \theta_o \leq n \operatorname{ctg}\left(\frac{90-\lambda}{2}\right)$$

Точность этих формул увеличивается при увеличении числа заходов структуры, поскольку выведены они были в предположении анизотропной проводимости конуса, у которого проводимость бесконечна в направлениях, параллельных образующим токнесущих ветвей и отсутствует во всех других направлениях. При увеличении угла намотки спирали область существования волн типа T_n , то есть граница «активной» области излучения, соответствующая этим типам волн, смещается ближе к вершине конуса. При этом допустимый нижний диаметр конуса уменьшается. Это приводит к уширению основного лепестка диаграммы направленности для режима обратного излучения. Для режимов, соответствующих волнам более высоких порядков, увеличение угла намотки спирали приводит к отклонению максимума диаграммы направленности воронкообразной формы от оси конуса к его основанию. Отмечено, что антенны бегущей волны, включая спиральные, имеют до определенного предела прямую зависимость усиления от длины спирали, выраженной в длинах волн:

$$G = \kappa L_\lambda \quad (\kappa = 7 \dots 8).$$

Это выражение оправдано для одноветвевых спиралей. Введение дополнительных ветвей позволяет увеличить усиление и соответственно изменить коэффициент κ . Проведенные исследования показывают, что повышение эффективности излучения спирали может быть достигнуто также путем

введения в полость спирали металлического цилиндра коэффициент k удается довести до 15...20, что согласуется с представлением ЦСА в виде эквивалентного излучающего раскрыва с площадью равной площади излучающей поверхности ЦСА. Цилиндрические спирали с металлическим цилиндром внутри нашли практическое применение на автоматических космических станциях «Луна», «Вега» и «Фобос». Конструктивно они представляли собой монофилярные спирали, диаметр которых соответствовал рабочей длине волны. На посадочных станциях «Венера» также использовались спиральные антенны с цилиндром внутри. Сущность возникновения «сверхусиления» этих модифицированных спиральных структур состоит в том, что удается приемами конструкционного синтеза оптимально возбудить токнесущую поверхность антенны. Ценой проявления такого свойства этих структур является сужение рабочей полосы частот.

В ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» было проведено математическое моделирование подобных антенн исходя из физических представлений структуры, оговоренных выше, совместно с учеными Минска, Ташкента и Гомеля. Было, в частности, выяснено, что при заданном угле α существует определенное число витков спирали, при котором КУ антенны максимален. Этот вывод важен при выборе оптимальной высоты антенны над экраном. Кроме того, отмечена зависимость ДН от угла наклона плоскости ленточного проводника по отношению к плоскости цилиндра. Характеристики распространения

спирали с аксиально расположенным цилиндром исследованы, где прослеживается вывод о том, что эффективность излучения такой системы уменьшается с уменьшением диаметра цилиндра, уменьшением ширины ленты и увеличением диэлектрической проницаемости подложки. При исследовании конструкций спиралей было отмечено, что спирали обладают достаточно выгодным свойством возбуждения различных поверхностей. Это достигается применением свойств самой спирали в сумме с отражательными качествами дополнительных конструкций.

В заключение автор выражает благодарность сотрудникам, оказавшим помощь при создании конструкций спиральных антенн, нашедших себе достойное применение в космических аппаратах, созданных коллективом НПО им. С.А. Лавочкина.

Библиографический список

- 1 Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина: научный сборник. М., 2007. С.237-247.
- 2 Пригода Б.А. Основы построения антенных устройств космических аппаратов//Сборник научных трудов НПО им. С.А. Лавочкина, 2005. Вып.5. С.248-260.
- 3 Пригода Б.А. Основы построения антенных устройств космических аппаратов. М.: Изд-во Российской Академии Космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2004. С.248-259.



**ПЕТРОСЯН**

Леон Вагаршакович
ведущий специалист
НПО им. С.А. Лавочкина,
доктор технических наук

**МНАЦАКАНОВ**

Александр Мамиконович
ведущий инженер - программист
НПО им. С.А. Лавочкина,
аспирант

Математическая модель движения опоры посадочного аппарата по поверхности кратера планеты

Л.В. Петросян, А.М. Мнацаканов

В работе рассматривается движение опоры как по гладкой поверхности, так и по негладкой (шероховатой) поверхности кратера под воздействием нагружения его ног (амортизатора и упругих стержней – подкосов). Данная модель предназначена для включения ее в обобщенную математическую модель посадки посадочного аппарата (ПА) на поверхность планеты.

Ключевые слова: посадочный аппарат; посадочное устройство; поверхность кратера; опора; уравнение движения опоры; уравнения Лагранжа 1-го рода (реакция связей).

MATHEMATICAL MODEL OF LANDER'S SUPPORT LEG MOTION ON SURFACE OF A PLANETARY CRATER. L.V. Petrosyan, A.M. Mnatsakanov

The article considers of lander's support motion both on smooth surface and rough (uneven) surface of a crater under loading of lander's legs (shock absorber and elastic bars – knee braces). The model is to be included in general mathematical model for lander's landing on the planetary surface.

Key words: lander; landing device; crater's surface; support; support motion equation; Lagrange equations (constraint reaction).

Рассматривается несвободное движение опоры ПУ по причине появления связи - опора - поверхность кратера.

Очевидно, что путем замены связей реакциями, действующими со стороны кратера на опору, придем к рассмотрению свободного движения опоры, которая будет находиться под действием как активных сил, так и сил реакций связи.

Как сказано выше, рассматривается движение опоры по двум различным поверхностям кратера - гладкой и шероховатой.

Изначально рассматривается движение опоры по гладкой поверхности кратера.

Итак, если обозначить через \vec{F} равнодействующую всех активных сил, а через N равнодействующую всех реакций связей, то основное уравнение движения пяты примет вид:

$$m\vec{W} = \vec{F} + N$$

или в проекциях на оси x, y, z :

$$\begin{aligned} m \frac{d^2 x}{dt^2} &= F_x + N_x, \\ m \frac{d^2 y}{dt^2} &= F_y + N_y, \\ m \frac{d^2 z}{dt^2} &= F_z + N_z. \end{aligned} \quad (1)$$

Эти три уравнения имеют шесть неизвестных: три координаты (x, y, z) и три реакции (N_x, N_y, N_z) .

Очевидно, что координата опоры, которая движется по поверхности кратера, должна удовлетворять уравнению этой поверхности, т.е.

$$f(x, y, z) = 0, \quad (2)$$

что станет четвертым уравнением к системе (1) для определения шести неизвестных.

Для получения двух недостающих уравнений воспользуемся условием идеальности связи, говорящая о том, что поверхность гладкая, и поэтому реакция $\vec{N}(N_x, N_y, N_z)$ направлена по нормали к этой поверхности $f(x, y, z)$, определяемой как:

$$\text{grad}(f) = \frac{\partial f}{\partial x} i + \frac{\partial f}{\partial y} j + \frac{\partial f}{\partial z} k \quad (3)$$

Реакция $\vec{N}(N_x, N_y, N_z)$ и $\text{grad}(f)$ коллинеарны между собой, т.е.

$$\frac{N_x}{\frac{\partial f}{\partial x}} = \frac{N_y}{\frac{\partial f}{\partial y}} = \frac{N_z}{\frac{\partial f}{\partial z}} \quad (4)$$

Обозначив равные соотношения (4) через λ , получим:

$$\frac{N_x}{\frac{\partial f}{\partial x}} = \frac{N_y}{\frac{\partial f}{\partial y}} = \frac{N_z}{\frac{\partial f}{\partial z}} = \lambda,$$

или $N_x = \lambda \frac{\partial f}{\partial x}, N_y = \lambda \frac{\partial f}{\partial y}, N_z = \lambda \frac{\partial f}{\partial z}$ (5)

и уравнения (1) примут вид:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} = F_x + \lambda \frac{\partial f}{\partial x}, \quad m \frac{d^2 y}{dt^2} = F_y + \lambda \frac{\partial f}{\partial y},$$

$$m \frac{d^2 z}{dt^2} = F_z + \lambda \frac{\partial f}{\partial z} \quad (6)$$

Система уравнений (6) - уравнения Лагранжа 1 рода. Присоединив к этой системе уравнение поверхности (2), получим четыре уравнения с четырьмя неизвестными: координаты точки x, y, z и скалярный множитель λ , т.е.

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} = F_x + \lambda \frac{\partial f}{\partial x}, \quad m \frac{d^2 y}{dt^2} = F_y + \lambda \frac{\partial f}{\partial y},$$

$$m \frac{d^2 z}{dt^2} = F_z + \lambda \frac{\partial f}{\partial z}, \quad f(x, y, z) = 0 \quad (7)$$

Решение системы уравнений (7) начинаем с исключения множителя λ . Для этого продифференцируем дважды по времени уравнение поверхности (2):

$$f(x, y, z) = 0.$$

Дифференцируем по времени первый раз:

$$\frac{\partial f}{\partial x} \frac{dx}{dt} + \frac{\partial f}{\partial y} \frac{dy}{dt} + \frac{\partial f}{\partial z} \frac{dz}{dt} = 0$$

Дифференцируем по времени второй раз:

$$\frac{\partial f}{\partial x} \frac{d^2 x}{dt^2} + \frac{\partial^2 f}{\partial x^2} \frac{dx}{dt} + \frac{\partial f}{\partial y} \frac{d^2 y}{dt^2} + \frac{\partial^2 f}{\partial y^2} \frac{dy}{dt} + \frac{\partial f}{\partial z} \frac{d^2 z}{dt^2} + \frac{\partial^2 f}{\partial z^2} \frac{dz}{dt} =$$

$$= \frac{\partial f}{\partial x} \ddot{x} + \frac{\partial f}{\partial y} \ddot{y} + \frac{\partial f}{\partial z} \ddot{z} + \Psi \left(t, x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z} \right),$$

где $\Psi \cong \frac{\partial^2 f}{\partial x^2} \frac{dx}{dt} + \frac{\partial^2 f}{\partial y^2} \frac{dy}{dt} + \frac{\partial^2 f}{\partial z^2} \frac{dz}{dt}$

Итак,

$$\frac{\partial f}{\partial x} \ddot{x} + \frac{\partial f}{\partial y} \ddot{y} + \frac{\partial f}{\partial z} \ddot{z} + \Psi \left(t, x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z} \right) = 0 \quad (8)$$

Функция Ψ объединяет все члены, независимые

от $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$.

С помощью уравнений (6) и (8), найдем λ .

Из (6) предварительно найдем $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$:

$$\ddot{x} = \frac{1}{m} \left(X + \lambda \frac{\partial f}{\partial x} \right), \quad \ddot{y} = \frac{1}{m} \left(Y + \lambda \frac{\partial f}{\partial y} \right),$$

$$\ddot{z} = \frac{1}{m} \left(Z + \lambda \frac{\partial f}{\partial z} \right),$$

и подставив в (8), получим:

$$\frac{1}{m} \left[\frac{\partial f}{\partial x} \left(X + \lambda \frac{\partial f}{\partial x} \right) + \frac{\partial f}{\partial y} \left(Y + \lambda \frac{\partial f}{\partial y} \right) + \frac{\partial f}{\partial z} \left(Z + \lambda \frac{\partial f}{\partial z} \right) \right] +$$

$$+ \Psi \left(t, x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z} \right) = 0 \quad \text{или}$$

$$\left[\frac{\partial f}{\partial x} \left(X + \lambda \frac{\partial f}{\partial x} \right) + \frac{\partial f}{\partial y} \left(Y + \lambda \frac{\partial f}{\partial y} \right) + \frac{\partial f}{\partial z} \left(Z + \lambda \frac{\partial f}{\partial z} \right) \right] =$$

$$= -m \cdot \Psi \left(t, x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z} \right),$$

откуда $\lambda \left[\left(\frac{\partial f}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial z} \right)^2 \right] =$

$$= -m \left[\left(\Psi \left(t, x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z} \right) \right) \right] - \frac{\partial f}{\partial x} X - \frac{\partial f}{\partial y} Y - \frac{\partial f}{\partial z} Z$$

поэтому
$$\lambda = - \frac{\frac{\partial f}{\partial x} X + \frac{\partial f}{\partial y} Y + \frac{\partial f}{\partial z} Z + m\psi}{\left(\frac{\partial f}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial z}\right)^2}, \quad (9)$$

где X, Y, Z – проекции внешних сил F_x, F_y, F_z соответственно, действующих на опору ПУ по осям x, y, z , которые, в свою очередь, определяют координаты опоры.

Подставив (9) в (6), получим систему дифференциальных уравнений с тремя неизвестными функциями x, y, z . Разрешив систему получением указанных координат и воспользовавшись зависимостью (4), найдем с помощью (7):

$$\vec{N} = N_x \vec{i} + N_y \vec{j} + N_z \vec{k} = \lambda \frac{\partial f}{\partial x} \vec{i} + \lambda \frac{\partial f}{\partial y} \vec{j} + \lambda \frac{\partial f}{\partial z} \vec{k},$$

или
$$\vec{N} = \lambda \cdot \text{grad } f$$

Если поверхность шероховатая – отступление от уравнения Лагранжа 1-го рода, рассматривающей поверхность гладкой, то, кроме нормальной силы реакции N , возникает еще и сила трения $-F_{тр}$, проекции которой надо добавить в правые части дифференциальных уравнений опоры. Сама сила трения будет иметь вид: $F_{тр} = \mu \cdot N$, где μ – коэффициент трения.

Так как сила трения направлена против скорости, то ее проекция на оси координат будут:

$$F_{тр}^x = -F \cdot \cos(V, x) = -F_{тр} \frac{V_x}{|V|} = -F_{тр} \frac{\ddot{x}}{\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2}}$$

$$F_{тр}^y = -F_{тр} \frac{\ddot{y}}{\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2}}$$

$$F_{тр}^z = -F_{тр} \frac{\ddot{z}}{\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2}}$$

Выводы

Созданная математическая модель посадки ПА на поверхность кратера позволяет расширить объем информации о посадке на поверхность планеты (ровная поверхность; наклонная поверхность; препятствия в виде выступов и камней).

Библиографический список

1. Добронравов В.В., Никишин Н.Н. Курс теоретической механики. М.: Наука, 1983. С.244.
2. Бутенин Н.В., Лунц Я.Л., Меркин Д.Р. Курс теоретической механики. М.: Наука, 1979. С.127-133.
3. Кильчевский Н.А. Курс теоретической механики. М.: Высшая школа, 1977, Т.1. С.443-445.
4. Голубева О.В. Теоретическая механика. М.: Наука, 1968. С.325-327.



Динамическое планирование навигационных определений объектов ракетно-космической техники в АСУ лётными испытаниями

Д. А. Ловцов, Д. С. Карпов



ЛОВЦОВ

Дмитрий Анатольевич
ведущий научный
сотрудник отдела ФГУП
«НПО им. С. А.
Лавочкина»,
доктор технических наук,
профессор, заслуженный
деятель науки РФ
dal@ipmce.ru dal-1206@mail.ru



КАРПОВ

Дмитрий Сергеевич
старший научный сотрудник
отдела метрологии Института
точной механики и
вычислительной техники им. С.
А. Лебедева РАН, кандидат
технических наук,
dskarпов@ipmce.ru,
kds-zn@rambler.ru

Рассматривается подход к планированию навигационных определений объектов ракетно-космической техники в ходе подготовки и проведения активного лётного эксперимента в АСУ лётными испытаниями, основанный на применении специального информационно-математического обеспечения. Исследуются показатели эффективности подсистемы навигационных определений. Приводятся результаты имитационного моделирования.

Ключевые слова: динамическое планирование; навигационные определения; активный лётный эксперимент; лётные испытания; точность навигационных определений; отработка качества; экстремальный эксперимент.

Dynamic planning of navigation definitions of missile and space technology objects in the Computer flight testing system. D.A. Lovtsov, D. S. Karpov

Approach to the planning of navigational definitions of missile and space technology objects in the preparation and conduct of active flight experiment in the Computer flight testing system based on the special information and mathematic software is considered. The navigation definitions subsystem performance is examined. The results of the computer simulation are present.

Key words: dynamic planning; navigation definitions; active flight experiment; flight testing; precision of navigation definitions; quality perfect; thrill experiment.

1. Введение. Постановка задачи

В настоящее время, в условиях интенсификации процессов разработки и модернизации объектов ракетно-космической техники (РКТ) особую актуальность приобретают вопросы обеспечения их качественных параметров. Важную роль в процессе отработки качества объектов РКТ играет АСУ лётными испытаниями (АСУИ), в концептуально-логической модели [1] которой (рис. 1), включающей объект управления P_0 , функциональные подсистемы измерения P_1 , наблюдения P_2 , идентификации P_3 , принятия решений P_4 , организационного управления P_5 , информационного обмена P_6 , частью контура, реализованной объединением функциональных задач, решаемых в подсистемах

P_1, P_2 и P_5 , является подсистема навигационных определений (ПНО).

Цель функционирования ПНО, состоящая в получении значений оценок навигационных параметров объектов РКТ X^* близких к истинным значениям X при ограничениях на время $T_{оп}^0$ оценивания и затраты $C_{лз}^0$ ресурсов:

$$|X^* - X| \rightarrow 0; T_{оп} \leq T_{оп}^0, C_{лз} \leq C_{лз}^0 \quad (1)$$

достигается путём решения следующих основных задач в функциональных подсистемах.

В подсистеме измерения P_1 решается задача получения измерений текущих навигационных параметров (ИТНП) $X \rightarrow X_H$, наиболее близких к

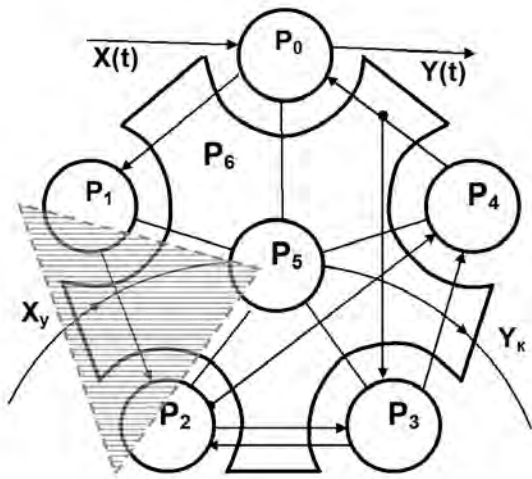


Рисунок 1. ПНО в модели

получаемым истинным путём:

– формирования навигационных сигналов – \vec{S} ,

где \vec{S} – вектор электромагнитного поля, создаваемого источниками навигационных сигналов;

– модуляции параметров навигационных сигналов

$$\vec{S} \rightarrow \vec{S}_X;$$

– ретрансляции (отражения) навигационных сигналов (в ряде случаев измерения проводятся без выполнения данной подзадачи):

$$\vec{S}_X \rightarrow \vec{S}_{XP};$$

– измерения текущих навигационных параметров объекта РКТ по принятой смеси навигационных сигналов и помех:

$$\vec{Z}_П \rightarrow X_H, \vec{Z}_П = \vec{S}_{XП} \otimes \vec{\eta}_O,$$

$$\vec{Z}_{ПР} \rightarrow X_H, \vec{Z}_{ПР} = \vec{S}_{XПР} \otimes \vec{\eta}_O,$$

где $\vec{S}_{XП}$ – вектор электромагнитного поля (ЭМП) принятых навигационных сигналов; $\vec{S}_{XПР}$ – вектор ЭМП принятых ретранслированных навигационных сигналов; $\vec{\eta}_O$ – вектор ЭМП «помеховых» сигналов.

В подсистеме наблюдения P_2 решается задача оценивания навигационных параметров по результатам математической переработки ИТНП. При этом в данной подсистеме решаются следующие основные подзадачи:

- анализа и переработки ИТНП;
- совместной математической переработки измерений;

- прогнозирования координат точек падения испытываемых образцов;
- расчета аэродинамических характеристик объектов РКТ;
- формирования отчетных материалов.

В подсистеме организационного управления P_5 осуществляется планирование и управление процессами измерения и оценивания навигационных параметров объектов РКТ в соответствии с целью функционирования ПНО:

$$u_0 : |X^* - X| \rightarrow 0; T_{онт} \leq T_{онт}^0, C_{лэ} \leq C_{лэ}^0.$$

При этом в подсистеме P_5 решается ряд подзадач на этапе предварительного планирования лётного эксперимента, состоящих в определении топологии трасс испытаний, технико-топологической структуры (ТТС) стационарного и стационарно-мобильного информационно-измерительного комплекса (ИИК), а на этапе проведения лётного эксперимента – в контроле и управлении экспериментом в реальном масштабе времени (РМВ).

Подсистема навигационных определений характеризуется совокупностью показателей целевой эффективности [2], наиболее значимыми из которых можно считать:

- *точность* навигационных определений, которую можно характеризовать величиной нормированной случайной среднеквадратической ошибки (СКО) навигационных определений

$$\sigma_l = \sqrt{Sp B_x}, \quad (2)$$

где Sp – условное обозначение следа матрицы;

B_x – ковариационная матрица погрешностей оценок параметров траектории объекта РКТ, определяемая выражением:

$$B_x = \begin{bmatrix} \sigma_{\Delta x_1}^2 & k_{x_1 x_2} & \dots & k_{x_1 x_n} \\ k_{x_2 x_1} & \sigma_{\Delta x_2}^2 & \dots & k_{x_2 x_n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ k_{x_m x_1} & k_{x_m x_2} & \dots & \sigma_{\Delta x_n}^2 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где $\sigma_{\Delta x_j}^2$ – дисперсии погрешностей оценок параметров траектории; $k_{x_i x_j}$ – коэффициенты корреляции между погрешностями оценок;

- *оперативность* навигационных определений, которая определяется затратами времени на навигационные определения в одном временном сечении в РМВ лётного эксперимента – $T_{онт}$;
- *ресурсосберегаемость* навигационных определений, определяемая в стоимостном выражении

- затратами ресурсов на поддержание функционирования ПНО в ходе лётного эксперимента – $C_{лэ}$.

Анализ соответствия современных ПНО директивным требованиям [3] показал, что существует проблема недостаточной эффективности их функционирования. В качестве одного из путей решения данной проблемы предлагается разработать новое эффективное специальное информационно-математическое обеспечение (ИМО) [1] *динамического планирования навигационных определений в ходе активного лётного эксперимента* (т. е. лётного эксперимента, в РМВ проведения которого осуществляется планирование навигационных определений с учётом промежуточных результатов [2]).

Качество навигационных определений объектов РКТ во многом определяется качеством их планирования. Рациональность использования алгоритмов оценивания зависит от структуры и объёма перерабатываемой измерительной информации, варьировать которыми можно, изменяя топологию трасс испытаний, технико-топологическую структуру ПНО, моменты времени измерений, характеристики бортовой аппаратуры объекта РКТ и др.

Задача динамического планирования навигационных определений объекта РКТ состоит в выборе рационального (в отношении точности, оперативности и ресурсосберегаемости навигационных определений) плана W активного лётного эксперимента (АЛЭ):

$$K : \langle \sigma_l(W^*), C_{лэ}(W^*), T_{онн}(W^*) \rangle \rightarrow \min_{\{W\}}, \quad (4)$$

$$W^* = W \left(\langle M^*, N^*, Y^* \rangle, X, T, P, \Omega, Q \right), \quad (5)$$

$$X = [x_i, \dot{x}_i]^T; \quad i = \overline{1, m}, \quad (6)$$

$$X_{н}(t) = \psi(X, t) + \xi(t), t \in [t_0, t_k], \quad (7)$$

$$B_x = M[(X - X^*)(X - X^*)^T | X_{н}], \quad (8)$$

$$X^*(t) = \int_{-\infty}^{\infty} \dots \int_{-\infty}^{\infty} X(t) f[X_1(t) | X_{н}(t)] dX_1, \dots, dX_n, \quad (9)$$

где M^T – вектор притяжения стационарных информационно-измерительных средств (ИИС); N^T – вектор топологии трасс испытаний; Y^T – вектор размещения мобильных ИИС; T^T – спектр плана; P^T – веса измерений; $Q^T(t)$ – задание на переработку; Ω^T – вектор характеристик бортовых устройств; $X(t)$ – истинные значения вектора ТНП;

$X^*(t)$ – вектор оценок навигационных параметров; $X_{н}(t)$ – вектор оценок ТНП на интервале наблюдения $[t_0, t_k]$; x_i, \dot{x}_i – координаты и скорости объекта РКТ; ψ – функция наблюдения движения объекта РКТ; ξ – случайный вектор помех; $M[*]$ – знак математического ожидания; $f[X(t) | X_{н}(t)]$ – апостериорная плотность вероятности $X(t)$.

2. Решение задачи

Задачу в зависимости от складывающейся ситуации можно решить либо методом последовательных уступок путём сведения многокритериальной задачи к последовательной оптимизации частных показателей и выбору величин допустимых снижений, либо методом её псевдологической декомпозиции на три подзадачи и их решения на различных этапах планирования АЛЭ.

Апробация ИМО в реальной АСУИ показала, что наиболее широко применяется последний метод решения задачи планирования навигационных определений объектов РКТ. В этом случае в зависимости от выбранной стратегии динамического планирования лётного эксперимента решаются следующие подзадачи:

- определения оптимального в отношении точности и рационального в отношении ресурсосберегаемости и оперативности навигационных определений плана эксперимента на этапе предварительной подготовки к АЛЭ:

$$\begin{aligned} \sigma_l^*[W^*] &= \min_{W \in \Delta} \\ C_{лэ}[W^*] &\leq C_{лэ}^0; \\ T_{онн}[W^*] &\leq T_{онн}^0 \end{aligned} \quad (10)$$

- определения плана эксперимента, оптимального в отношении ресурсосберегаемости и рационального в отношении точности и оперативности навигационных определений на этапе непосредственной подготовки к АЛЭ:

$$\begin{aligned} C_{лэ}^*(W^*) &= \min_{W \in \Delta} \\ \sigma_l[W^*] &\leq \sigma_l^0; \\ T_{онн}[W^*] &\leq T_{онн}^0 \end{aligned} \quad (11)$$

- определения плана эксперимента, оптимального в отношении оперативности и рационального в отношении точности и ресурсосберегаемости навигационных определений на этапе проведения АЛЭ:

$$T_{opt}^*(W^*) = \min_{W \in \Delta} \sigma_l [W^*] \leq \sigma_l^0, \quad (12)$$

$$C_{лз} [W^*] \leq C_{лз}^0$$

Для решения задачи динамического планирования навигационных определений объектов РКТ предложенным способом разработаны необходимые компоненты специального ИМО, включающие, в частности, математическую модель процесса навигационных определений объекта РКТ, алгоритм определения оптимальных значений факторов экстремального АЛЭ, алгоритмы расчета ковариационных матриц ошибок навигационных определений объекта РКТ и др.

Математическая модель процесса навигационных определений объекта РКТ разработана на основе регрессионной структуры, аппроксимирующей целевую функцию в области определения факторов, представленной неполным полиномом степени k :

$$\hat{\sigma}_l = b_0 + \sum_{j=1}^k b_j x_j + \sum_{j_1 < j_2}^k b_{j_1 j_2} x_{j_1} x_{j_2} + \sum_{j_1 < j_2 < j_3}^k b_{j_1 j_2 j_3} x_{j_1} x_{j_2} x_{j_3} + \dots$$

$$\dots + \sum_{j_1 < j_2 < \dots < j_\mu}^k b_{j_1 j_2 \dots j_\mu} x_{j_1} x_{j_2} \dots x_{j_\mu} + \dots \quad (13)$$

где $x_{j_1}, x_{j_2}, \dots, x_{j_m}$ – координаты факторного пространства; k – число факторов; j_1, j_2, \dots, j_m – номера факторов; b_j – оценки коэффициентов регрессии.

Для получения оценок коэффициентов регрессии с минимальной дисперсией используется эксперимент, план которого представляется матрицей Адамара 2^4 , обладающей оптимальными свойствами [3].

Для получения эффективных статистических оценок коэффициентов регрессионной структуры заданной степени, аппроксимирующей функцию отклика, используется метод наименьших квадратов:

$$\sum_{j=1}^N (\sigma_{l_i} - \hat{\sigma}_l(x_i))^2 \rightarrow \min; \quad (14)$$

При этом коэффициенты регрессии рассчитываются по формуле:

$$B = [X^T X]^{-1} X^T \Sigma, \quad (15)$$

где $B = \{b_j\} = [b_0 \ b_1 \ \dots \ b_k]^T$ – вектор столбец коэффициентов регрессии; $X = \{x_{ji}\}$ – матрица условий эксперимента; j – номер независимой

переменной ($j = \overline{0, K}$); i – номер опыта ($i = \overline{1, N}$); $\Sigma = \{\sigma_{l_i}\} = [\sigma_{l_1} \ \sigma_{l_2} \ \dots \ \sigma_{l_N}]^T$ матрица результатов опытов; σ_{l_i} – значение основного выходного параметра при i -м комплексе условий.

Для полинома (13):

$$b_{j_1 j_2 \dots j_\mu}^* = \frac{\sum_{i=1}^N x_{j_1 i} x_{j_2 i} \dots x_{j_\mu i} \sigma_{l_i}}{N}, \quad (16)$$

$$(j_1, j_2, \dots, j_k = 1, 2, \dots, k), (\mu = 2, 3, \dots, k)$$

$$b_j^* = \frac{\sum_{i=1}^N x_{ij} \sigma_{l_i}}{N}, (j = 1, 2, \dots, k), (\mu = 1); \quad (17)$$

$$b_0^* = \frac{\sum_{i=1}^N \sigma_{l_i}}{N}, (\mu = 0) \quad (18)$$

На основе математической модели разработан алгоритм определения оптимальных значений факторов экстремального АЛЭ. При оценке градиентного направления целевая функция ограничена линейным приближением:

$$\hat{\sigma}_l = b_0 + \sum_{j=1}^k b_j x_j, (j = \overline{1, k}) \quad (19)$$

причём коэффициенты при линейных членах регрессии являются оценками частных производных функции отклика по соответствующим направлениям:

$$grad^* \sigma_l(X_i) = \{b_{1i}, b_{2i}, \dots, b_{ki}\} \quad (20)$$

Пошаговое движение в градиентном направлении осуществляется прибавлением к координатам центра эксперимента величины шага расчёта оценки параметра оптимизации в полученной точке и сравнения его с предыдущим значением:

$$\delta x_i \{x_1^0 + \delta x_1, x_2^0 + \delta x_2, \dots, x_k^0 + \delta x_k\}; \quad (21)$$

$$\delta x_j = b_j I_j \frac{\delta x_u}{b_u I_u}, j = 1, 2, \dots, k$$

где I_j – интервал варьирования j -го фактора; x_u – фактор с коэффициентом наибольшим по модулю; δx_u – величина шага.

Эксперимент заканчивается при достижении экстремума целевой функции. С целью проверки соответствия информационно-разрешающей способности (ИРС) ТТС ПНО директивным требованиям разработаны

алгоритмы расчёта ковариационных матриц ошибок навигационных определений объекта РКТ на основе методов теории обработки и анализа результатов траекторных измерений [4], в соответствии с которыми при линейной модели измерений и гауссовском аддитивном шуме выражение для оценки вектора навигационных параметров объекта РКТ имеет вид:

$$X^* = [F^T K_{X_H}^{-1} F]^{-1} F^T K_{X_H}^{-1} X_H, \quad (22)$$

где $F = \frac{\partial X_H}{\partial X}$; K_{X_H} – ковариационная матрица погрешностей измерения.

При этом ковариационная матрица ошибок навигационных определений

$$B_x = [F^T K_{X_H}^{-1} F]^{-1}. \quad (23)$$

С учётом функциональной связи между оцениваемым и измеряемым параметрами при комплексировании нескольких оценок вектора состояния, полученных по независимым выборкам, матрица B_x будет иметь вид:

$$B_x = \left[\sum_{i=1}^m F_i^T K_i^{-1} F_i \right]^{-1} = \left[\begin{pmatrix} F_1 \\ F_2 \\ \dots \\ F_m \end{pmatrix} \begin{pmatrix} K_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & K_2 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & K_m \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F_1 \\ F_2 \\ \dots \\ F_m \end{pmatrix} \right]^{-1} \quad (24)$$

где F_i , $i = \overline{1, m}$ – матрица частных производных для i -го ИИС; K_i – ковариационная матрица погрешностей измерения i -го ИИС.

Для решения поставленной задачи с использованием разработанных компонентов специального ИМО обоснована методика динамического планирования навигационных определений объектов РКТ, использующая информационно-математическую модель процесса планирования навигационных определений объектов РКТ в виде специализированной базы данных и знаний (БДЗ). При этом системная часть БДЗ включает диалоговый человеко-машинный монитор, обеспечивающий технологическую последовательность процесса планирования навигационных определений объектов РКТ.

Функциональная часть БДЗ содержит:

а) модуль численного решения задачи планирования, содержащий алгоритмы определения топологии трасс испытаний, ТТС стационарного,

- б) диалоговые человеко-машинные процедуры активизации БДЗ;
- в) специальные алгоритмы расчёта ковариационных матриц ошибок навигационных определений; определения оптимальных значений факторов экстремального АЛЭ;
- г) информационное поле БДЗ, содержащее фреймовую модель [1] измерительной ситуации, атлас априорных значений ковариационных матриц ошибок навигационных определений, базу данных планирования навигационных определений, математическую модель процесса навигационных определений, библиотеку вариантов топологии трасс испытаний, библиотеку вариантов применения ИИС на участках типовых траекторий движения объекта РКТ.

Автоматизированное решение поставленной задачи осуществляется в результате следующей процедуры диалогового монитора БДЗ:

Шаг 1. Формализация целей и задач планирования навигационных определений в ходе предстоящего эксперимента. Ввод исходных данных на предстоящий АЛЭ.

Шаг 2. Выполнение алгоритма определения топологии трасс испытаний.

Шаг 3. При соответствии ИРС ТТС ИИК директивным требованиям назначение допустимого снижения точности навигационных определений, переход к выполнению *Шага 6*.

Шаг 4. Выполнение алгоритма определения ТТС стационарно-мобильного ИИК.

Шаг 5. При соответствии ИРС ТТС ИИК директивным требованиям назначение допустимого снижения точности навигационных определений. Иначе переход к выполнению *Шага 8*.

Шаг 6. Выполнение алгоритма определения ТТС стационарного ИИК. Назначение допустимого значения снижения ресурсосберегаемости навигационных определений.

Шаг 7. Выполнение алгоритма динамического планирования навигационных определений.

Шаг 8. Апостериорная оценка эффективности планирования.

Шаг 9. Отображение, передача результатов в информационную сеть.

Основные вычислительные алгоритмы планирования навигационных определений в ходе АЛЭ, характеризуются следующим образом:

1. Алгоритм определения топологии трасс испытаний, позволяет производить научно-обоснован-

ное размещение мобильных стартовых позиций, на основе определения плана АЛЭ

$$W^* = W(\langle N^* \rangle, Y, M, X, Q, T, P, \Omega, B) = \underset{N}{extr},$$

оптимального в отношении точности и соответствующего оптимальным значениям вектора $N^* = \langle B^*, L^*, \alpha^*, \gamma^* \rangle$, где B, L – геодезические координаты стартовой позиции; α – направление запуска; γ – угол наклона траектории. Данный вектор является вектором управляемых переменных активного факторного эксперимента и уточняется посредством выполнения алгоритма определения оптимальных значений факторов экстремального АЛЭ и априорной оценки ИРС ТТС ПНО с применением алгоритмов расчёта ковариационных матриц ошибок навигационных определений объекта РКТ.

2. Алгоритм определения ТТС стационарно-мобильного ИИК, позволяет производить научно-обоснованное размещение мобильных ИИС, на основе определения плана АЛЭ

$$W^* = W(\langle Y^* \rangle, N, M, X, Q, T, P, \Omega, B) = \underset{Y}{extr},$$

оптимального в отношении точности и соответствующего оптимальным значениям вектора $Y^* = \langle \mathcal{G}_j^* \rangle$, $\mathcal{G}_j = \langle B_j, L_j \rangle$, $j = \overline{1, n}$, где B, L – геодезические координаты мобильных ИИС. Данный вектор также является вектором управляемых переменных активного факторного эксперимента и уточняется с использованием аналогичного алгоритмического обеспечения.

3. Алгоритм определения ТТС стационарного ИИК, позволяет сформировать научно-обоснованную конфигурацию ТТС стационарного ИИК, на основе определения плана АЛЭ

$$W^* = W(\langle M^* \rangle, N, Y, X, Q, T, P, \Omega, B) = \underset{M}{extr},$$

оптимального в отношении ресурсосберегаемости и соответствующего оптимальным значениям вектора $M = \langle \mu_i \rangle$, $i = \overline{1, k}$; $\mu_i \in \{0, 1\}$, уточняемый посредством реализации метода ветвей и границ.

4. Алгоритм динамического планирования навигационных определений, позволяет осуществлять контроль и управление процессом навигационных определений в РМВ АЛЭ путём формирования и оперативной коррекции конфигурации ТТС ИИК. Подзадача решается путём определения плана

$$W^* = W(\langle M^* \rangle, N, Y, X, Q, T, P, \Omega, B) = \underset{M}{extr},$$

оптимального в отношении оперативности и соответствующего оптимальным значениям вектора M из множества допустимых планов на основе

использования метода ветвей и границ.

3. Результаты эксперимента и их анализ

Для экспериментального анализа эффективности применения разработанного ИМО проведено имитационное моделирование планирования АЛЭ в АСУИ, содержащей ИИК, состоящий из 5-ти трехкоординатных стационарных (A, B, C, D, E) и 2-х мобильных (F, G) территориально разнесённых ИИС (см. таблицу). Точностные характеристики ИИС составляют: СКО измерения угловых координат – 5 угл. мин.; СКО измерения радиальной дальности – 8 м.

Таблица Координаты геодезической привязки ИИС

Условное обозначение ИИС	Сев. широта, град. и мин.	Вост. долгота, град. и мин.	Высота над ОЗЭ-85, м
A	48°46'	45°43'	23,2
B	48°57'	46°15'	20,2
C	50°04'	46°53'	35,6
D	48°55'	45°46'	25,0
E	48°36'	46°16'	25,8
F	49°05'	46°25'	21,0
G	48°45'	45°50'	22,1

Результаты имитационного эксперимента для сравнения эффективности применения ИМО по разработанной методике проведения лётного эксперимента и традиционных методов представлены на рис. 2 – 5. Результаты экспериментального анализа эффективности применения алгоритма определения топологии трасс испытаний показаны на рис. 2, 3; алгоритма определения ТТС стационарно-мобильного ИИК – на рис. 4, 5; алгоритма определения ТТС стационарного ИИК – на рис. 6; алгоритма динамического планирования навигационных определений – на рис. 7.

Анализ результатов эксперимента позволяет сделать вывод о том, что применение разработанного ИМО существенно повышает целевую эффективность навигационных определений по сравнению с традиционными методами: точность навигационных определений повышается на 16%, ресурсосберегаемость – на 18%, оперативность в РМВ АЛЭ – на 10%.

Экспериментальные оценки технологической эффективности разработанного ИМО, полученные в ходе апробации в реальной АСУИ показали,

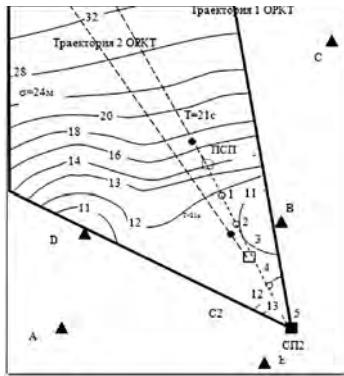


Рисунок 2. Определение топологии трасс в потенциальном точностном поле сектора испытаний

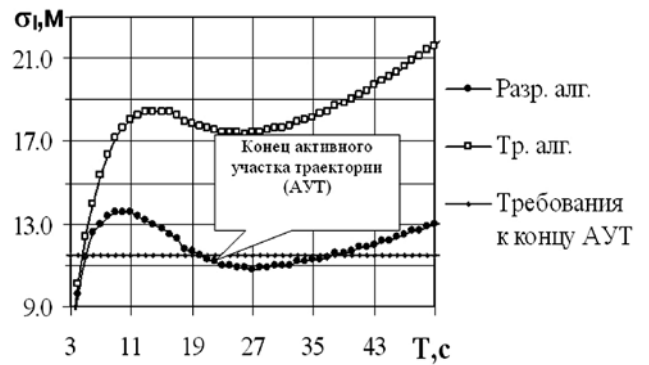


Рисунок 3. Графики зависимости точности навигационных определений от времени полета объекта РКТ при использовании различных методов определения топологии трасс испытаний

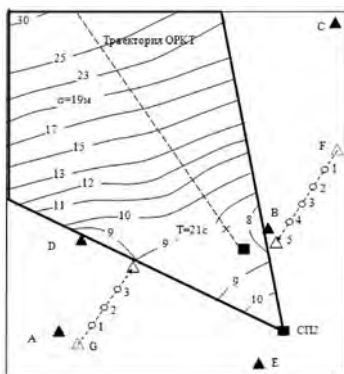


Рисунок 4. Определение ТТС стационарно-мобильного ИИК в потенциальном точностном поле сектора испытаний

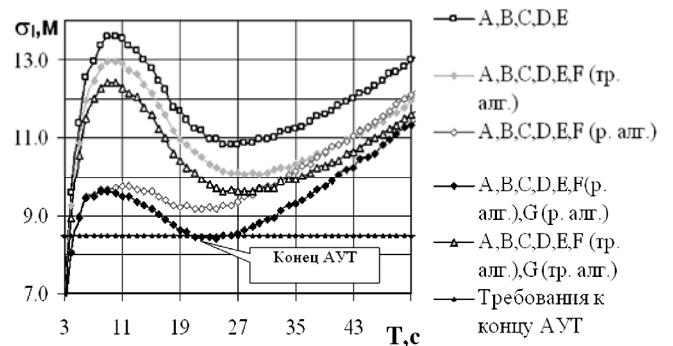


Рисунок 5. Графики зависимости точности навигационных определений от времени полета объекта РКТ при использовании различных методов определения ТТС

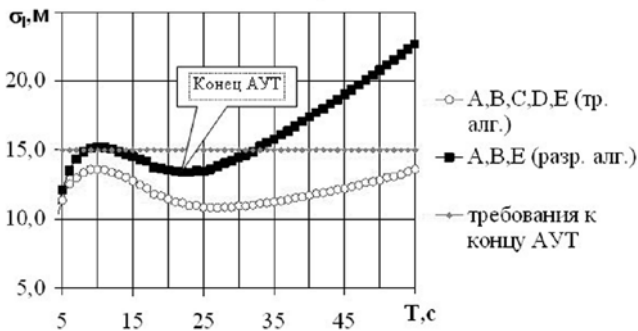


Рисунок 6. Графики зависимости точности навигационных определений от времени полета объекта РКТ при использовании различных методов определения ТТС стационарного ИИК

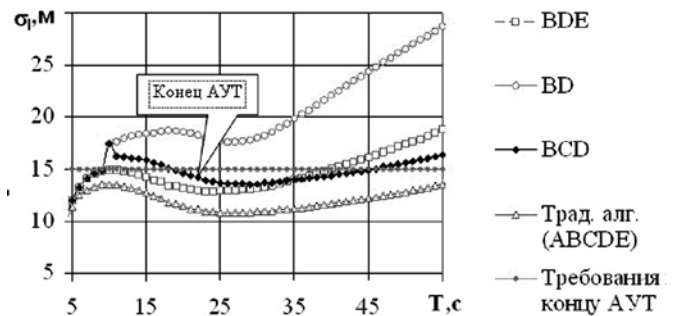


Рисунок 7. Графики зависимости точности навигационных определений от времени полета объекта РКТ при использовании различных методов проведения АЛЭ

что по сравнению с традиционными методами оперативность предварительного планирования АЛЭ повышается на 25%, а ресурсосберегаемость – на 31% .

Заключение

Предложенный подход к динамическому планированию навигационных определений объектов РКТ в ходе активного лётного эксперимента в АСУ лётными испытаниями, основанный на применении разработанного специального ИМО, вносит существенную новизну в традиционную схему проведения лётных испытаний, даёт возможность существенно повысить эффективность использования имеющейся экспериментально-испытательной базы, повысить эффективность навигационных определений объектов РКТ и, как следствие, достоверность оценок их лётно-технических характеристик и параметров, а также повысить безопасность испытаний и сократить сроки отработки качества объектов РКТ в АСУИ.

Библиографический список

1. Ловцов Д. А. Информационная теория эргасистем. Тезаурус. М.: Наука, 2005. 245 с.
2. Ловцов Д. А., Карпов Д. С. Новая информационная технология динамического планирования определения навигационных параметров летательных аппаратов // Информационные технологии в образовании, науке и производстве: Труды I Всеросс. научн.-практ. конф. (2 – 6 июля 2007 г.) / РАО. Серпухов: ИИО РАО, 2007. С. 391 – 395.
3. Ловцов Д. А., Карпов Д. С. Информационно-математическое обеспечение навигационных определений объектов ракетной техники в АСУ испытаниями // Известия Института инженерной физики. 2008. № 4. С. 44 – 48.
4. Ловцов Д. А. Введение в информационную теорию АСУ: Монография. М.: ВА им. Петра Великого, 1996. 435 с.

Издатель

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

Редактор *Ефанов В.В.*

Технический редактор *Шевалев И.Л.*

Корректоры *Качанова Р.А., Пригородова Н.В.*

Подписано в печать 24.02.10. 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.

МЕЖОРБИТАЛЬНЫЕ БУКСИРЫ

РАЗГОННЫЕ БЛОКИ

“ФРЕГАТ” и “ФРЕГАТ СБ”



РАЗГОННЫЙ БЛОК «ФРЕГАТ» ПРЕДНАЗНАЧЕН ДЛЯ РЕШЕНИЯ СЛЕДУЮЩИХ ЗАДАЧ:

- Выведение космических аппаратов (КА) с опорной орбиты на высокоэнергетические орбиты, в том числе на геостационарную (ГСО), геопереходные (ГПО) и межпланетные;
- Выведение 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” и “ФРЕГАТ СБ”

ХАРАКТЕРИСТИКИ	ВЕЛИЧИНА	
	“ФРЕГАТ”	“ФРЕГАТ СБ”
Конечная масса, кг	920	1050
Сбрасываемого блока баков (“Фрегат СБ”)		360
Габаритные размеры, мм:		
• высота	1550	2500
• диаметр (описанный)	3350	3870
Максимальный статический момент на верхний стык РБ, тс*м	15,7	15,7
Компоненты топлива:		
• окислитель	АТ	АТ
• горючее	НДМГ	НДМГ
Рабочий запас топлива, максимальный, кг	5250	7150
Сбрасываемого блока баков (“Фрегат СБ”)		3100
Тяга маршевого двигателя, кгс		
• в режиме большой тяги	2000	2000
• в режиме малой тяги	1400	1400
Удельный импульс двигателя, с	333,2	333,2



Впервые в мире в 1970 г. автоматический возвращаемый аппарат станции "Луна-16" доставил на Землю 105 г. лунного грунта. Этот эксперимент до сих пор никем не повторен.