

РОССИЙСКОЕ КОСМИЧЕСКОЕ АГЕНТСТВО
РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК
АКАДЕМИЯ КОСМОНАВТИКИ им. К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО
ЦЕНТРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ МАШИНОСТРОЕНИЯ
МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ им. М.В.ЛОМОНОСОВА
МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
АДМИНИСТРАЦИЯ МОСКОВСКОЙ ОБЛАСТИ
АДМИНИСТРАЦИЯ г.КОРОЛЕВ МОСКОВСКОЙ ОБЛАСТИ
при поддержке
ПРАВИТЕЛЬСТВА РОССИИ

RUSSIAN SPACE AGENCY
RUSSIAN ACADEMY OF SCIENCES
K.E.TSIOLKOVSKY ACADEMY OF COSMONAUTICS
CENTRAL RESEARCH INSTITUTE OF MACHINE BUILDING
M.V.LOMONOSOV MOSCOW STATE UNIVERSITY
MOSCOW STATE AVIATION INSTITUTE
N.Ae. BAUMAN MOSCOW STATE TECHNICAL UNIVERSITY
ADMINISTRATION OF MOSCOW REGION
ADMINISTRATION OF KOROLYOV CITY, M.R
with support of
RUSSIAN GOVERNEMENT

1-я МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ-ВЫСТАВКА

МАЛЫЕ СПУТНИКИ
НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, ДОСТИЖЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В НОВОМ ТЫСЯЧЕЛЕТИИ

I-st ANNUAL INTERNATIONAL CONFERENCE & EXHIBITION

SMALL SATELLITES
NEW TECHNOLOGIES, ACHIEVEMENTS, PROBLEMS AND PROSPECTS FOR INTERNATIONAL COOPERATION IN THE NEW MILLENNIUM

16 - 20 ноября 1998

November 16-20, 1998

г.Королев Московской области

City of Korolyov, Moscow Region

Reproduced From
Best Available Copy

19990325 075

DISTRIBUTION STATEMENT A
Approved for Public Release
Distribution Unlimited

DTIC QUALITY INSPECTED 1

AQ F99-06-1084

REPORT DOCUMENTATION PAGE

Form Approved OMB No. 0704-0188

Public reporting burden for this collection of information is estimated to average 1 hour per response, including the time for reviewing instructions, searching existing data sources, gathering and maintaining the data needed, and completing and reviewing the collection of information. Send comments regarding this burden estimate or any other aspect of this collection of information, including suggestions for reducing this burden to Washington Headquarters Services, Directorate for Information Operations and Reports, 1215 Jefferson Davis Highway, Suite 1204, Arlington, VA 22202-4302, and to the Office of Management and Budget, Paperwork Reduction Project (0704-0188), Washington, DC 20503.

1. AGENCY USE ONLY (Leave blank)	2. REPORT DATE	3. REPORT TYPE AND DATES COVERED
	1998	Conference Proceedings

4. TITLE AND SUBTITLE

1st International Conference on Small Satellites: New Technologies, Achievements, Problems And Prospects For International Co-Operation In The New Millenium

5. FUNDING NUMBERS

F61775-99-WF002

6. AUTHOR(S)

Conference Committee

7. PERFORMING ORGANIZATION NAME(S) AND ADDRESS(ES)

INTEGROMASH TsNIIMASH
4 Pionerskaya
Korolyov 141070
Russia

8. PERFORMING ORGANIZATION REPORT NUMBER

N/A

9. SPONSORING/MONITORING AGENCY NAME(S) AND ADDRESS(ES)

EOARD
PSC 802 BOX 14
FPO 09499-0200

10. SPONSORING/MONITORING AGENCY REPORT NUMBER

CSP 99-5002-2

11. SUPPLEMENTARY NOTES

Two Volumes.

12a. DISTRIBUTION/AVAILABILITY STATEMENT

Approved for public release; distribution is unlimited.

12b. DISTRIBUTION CODE

A

13. ABSTRACT (Maximum 200 words)

The Final Proceedings for Small Satellites: New technologies, achievements, problems and prospects for international co-operation in the new millenium, 16 November 1998 - 20 November 1998

This is an interdisciplinary conference. Topics include space technology, satellite engineering and space applications.

14. SUBJECT TERMS

EOARD, Space Technology

15. NUMBER OF PAGES

1200

16. PRICE CODE

N/A

17. SECURITY CLASSIFICATION OF REPORT	18. SECURITY CLASSIFICATION OF THIS PAGE	19. SECURITY CLASSIFICATION OF ABSTRACT	20. LIMITATION OF ABSTRACT
UNCLASSIFIED	UNCLASSIFIED	UNCLASSIFIED	UL



1-я МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ-ВЫСТАВКА

МАЛЫЕ СПУТНИКИ
НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, ДОСТИЖЕНИЯ. ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ
МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В НОВОМ ТЫСЯЧЕЛЕТИИ

I-st ANNUAL INTERNATIONAL CONFERENCE & EXHIBITION

S M A L L S A T E L L I T E S
NEW TECHNOLOGIES, ACHIEVEMENTS, PROBLEMS AND PROSPECTS
FOR INTERNATIONAL CO-OPERATION IN THE NEW MILLENNIUM

ПЛЕНАРНАЯ СЕКЦИЯ I:
ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ МАЛОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

PLENARY SESSION I:
MAIN AREAS OF SMALL SPACE TECHNOLOGY DEVELOPMENT

Руководители:

В.В. Алавердов, РКА, Россия
В.Ф. Уткин, ЦНИИМАШ, Россия

Chairpersons:

Valery V. Alaverdov, RSA, Russia
Vladimir F. Utkin, TsNIIMASH, Russia

I.1 **Основные направления развития малой космической техники**
Ю. Коптев, РКА,
В.Уткин, Н. Анфимов, ЦНИИМАШ, Россия

I.2 **Целевая программа кооперации предприятий НПО Машиностроения по созданию МКА ДЗЗ и связи с использованием для их выведения ракеты-носителя "Стрела"**
Г. Ефремов, НПО МАШ, Россия

I.3 **Российско-американские спутники наблюдения (РАМОС)**
Б. Бартчи, Г. Вада, SDL, А. Стэйр, И. Карпентер,
О. Шеперд, Visidyne Inc., Дж. Ватсон, Aerospace Corp., США

I.4 **Основные направления применения и развития концепции малых спутников в практике работ ГКБ "Южное"**
С. Конюхов, ГКБ "Южное", Украина

I.5 **Малый спутник наблюдения и мониторинга тропического региона**
Х. Карвальо, К.Е. Сантана, Дж. Коно, INPE, Brazil

I.6 **Новые достижения SSTL в создании малых и микро КА**
М. Свитинг, Д. Керовала, SSTL, Великобритания

I.7 **УНИСАТ - универсальная спутниковая платформа для наблюдения Земли**
А. Джинати, К. Тобейн, OHB-Systems, Германия
Ю. Трифонов, А. Горбунов, НПП ВНИИЭМ, Россия

I.8 **Проект низкоорбитальной космической системы связи "Гонец" (Цели, задачи, продвижение)**
В. Козлов, А. Мартынов, РКА, А. Козлов, О. Графодатский,
НПО ПМ, В. Тамаркин, В. Власов, НИИ ТП, Россия

I.9 **Программа Микроспутников Агентства исследований и оценки безопасности Великобритании**
Р.Дж. Блотт, Н.С. Уэллс, Дж. Ивс, DERA, Великобритания

I.10 **Концепция микроспутника "Компас", запускаемого с подводной лодки для изучения предвестников земных катастроф**
В. Ораевский. А. Алексеев, В. Докукин, Ю. Ружин,
ИЗМИРАН,
И. Величко, Ю. Никулин, А. Слета, Г. Сытый,
ГРЦ им. Макеева, Россия

I.11 **Малые космические аппараты с плазменными двигателями для научных исследований и для решения прикладных задач**
В. Балебанов, А. Захаров, ИКИ РАН, Россия,
Р. Сагдеев, Мерилендский университет, США
В. Долгополов, К. Пичхадзе, НПО им. Лавочкина,
Г. Ефремов, П. Носатенко, НПО МАШ,
А. Медведев, В. Хатулев, ГКНПЦ им. Хруничева, Россия

I.12 **Перспективные ракеты-носители легкого класса**
А.Киселев, А.Медведев, В. Карраск, Е. Моторный,
В. Юрьев, ГКНПЦ им. Хруничева, Россия

I.13 **МАКС-Д: Демонстрационное изделие аэрокосмической системы МАКС**
Г. Лозино-Лозинский, НПО "Молния", Россия

I.14 **Многофункциональный микроспутник для научных исследований: концепция построения, структурная схема, организация работы**
Ю. Агафонов, В. Храпченков, ИКИ, Россия
П. Триска, Я. Войта, ЧГФИ, Чехия

I.15 **Транспортируемые стартовые комплексы для запуска малых спутников**
А. Уткин, КБ СМ, Россия

I.16 **Двигательные установки малых космических аппаратов**
Е. Ларин, Б. Некрасов, НИИМАШ, Г. Реш, НПОМАШ,
Ю. Вершинин, ИЭФ УрО РАН, Россия

I.17 **Выбор проектных параметров малых КА с ЭРД, запускаемых РН легкого класса**
Г. Попов, Г. Малышев, В. Ким, В. Кульков,
НИИ ПМЭ МАИ, Россия

I.1 **Major Areas of Small Satellite Development in Russia**
Yu. Koptev, RSA,
V. Utkin, N. Anfimov, TsNIIMASH, Russia

I.2 **A Dedicated Program of Scientific-Production Association of Machine Engineering (NPO MASH) Enterprises Cooperation for Building Earth Remote Sensing and Communications Spacecraft to Be Orbit-Injected by STRELA Launch Vehicles**
G. Efremov, NPO MASH, Russia

I.3 **Russian American Observation Satellites (RAMOS)**
B. Bartchi, G. Wada, SDL, A. Stair, I. Carpenter, O. Shepherd,
Visidyne Inc., J. Watson, Aerospace Corp., США

I.4 **Basic Directions of Usage and Conceptions of the Small Satellites Development in Practice of Yuzhnoe SDO Works**
S. Konyukhov, Yuzhnoe SDO, the Ukraine

I.5 **A Small Satellite to Observe and Monitor the Tropical Region**
Y. Carvalho, C.E. Santana, J. Kono, INPE, Brazil

I.6 **Advanced High Class Launch Vehicle**
M. Sweeting, J. Kerovala, SSTL, UK

I.7 **UNISAT: Universal Earth Observation Satellite Platform**
A. Ginati, K. Tobein, OHB-Systems, Germany
Yu. Trifonov, A. Gorbunov, NPP VNIIEM, Russia

I.8 **Project of a Gonets Low-Orbit Space Communications System (Object, Missions, Promotion)**
V. Kozlov, A. Martynov, RSA, A. Kozlov, O. Graphodatsky,
NPO PM, V. Tamarkin, V. Vlasov, NII TP, Russia

I.9 **The United Kingdom Defence Evaluation and Research Agency Microsatellites Programme**
R.J. Blott, N.S. Wells, J. Eves, DERA, UK

I.10 **The General Conception of the Microsatellite COMPAS to Be Launched from Submarine to Study of the Earthquakes Forerunners**
V. Oraevsky. A. Alekseev, V. Dokukin, Yu. Ruzhin, IZMIRAN,

I.11 **Small Satellites with Plasma Engines Designed for Research and Applied Problem Solution**
V. Balebanov, A. Zakharov, IKI RAN, Russia,
R. Sagdeev, Maryland University, USA,
V. Dolgopolov, K. Pichkhadze, Lavochkin NPO,
G. Efremov, P. Nosatenko, NPO MASH,
A. Medvedev, V. Hatulev, Khrunichev GKNPTs, Russia

I.12 **Advanced High Class Launch Vehicles**
A. Kiselev, A. Medvedev, V. Karrask, E. Motorny, V. Yuriev, Khrunichev GKNPTs, Russia

I.13 **MAKS-D: Demonstration of the MAKS Aerospace System**
G. Losino-Losinsky, NPO Molnya, Russia

I.14 **Multifunctional Research Microsatellite: Configuration Concept, Structural Layout-Operations Organization**
Yu Agafonov, V. Khrapcehkov, IKI, Russia
P. Triska, Ya. Voita, CzGFI, Czechia

I.15 **Transportable Launch Systems for Small Satellites Launches**
A. Utkin, KBSM, Russia

I.16 **Propulsion Plants of Small Space Vehicle**
E. Larin, B. Nekrasov, NIIMASH, G. Resh, NPO MASH, Yu. Vershinin, IEF URo RAN, Russia

I.17 **Small Spacecraft with Electrical Thrusters Design Parameters Selection Launch by Light Launch Vehicles**
G. Popov, G. Malyshev, V. Kim, V. Kulkov, NIIPME MAI, Russia

Основные направления развития малой космической техники в России

Ю.Н. Коптев, РКА, В.Ф. Уткин, Н.А. Анфимов, ЦНИИМаш

Космическая деятельность, начатая в нашей стране 41 год назад запуском первого искусственного спутника Земли - малого космического аппарата массой 80 кг, получила дальнейшее широкое развитие и в настоящее время является общепризнанным эффективным средством решения жизненно-важных проблем человечества.

Глобальная по характеру применения космическая техника, не замыкаясь в рамках национальных границ решает на принципиально новом уровне задачи связи, навигации, наблюдения Земли и Космоса, природопользования, экологического контроля, информационного обеспечения и многие другие.

На рубеже нового тысячелетия космическая деятельность в России развивается по следующим крупным направлениям:

- Связь, телевещание и навигация
- Дистанционное зондирование Земли, метеонаблюдение и космический мониторинг
- Коммерческая деятельность, в т.ч. услуги по выведению зарубежных КА различного назначения
- Создание научно-технического и технологического задела для перспективной космической техники

Космическая деятельность России осуществляется в соответствии с Федеральной космической программой на период до 2000 и 2005гг в рамках выделенных госбюджетных средств за счет привлечения российского и зарубежного частного (негосударственного) капитала.

Принятые в последние годы Президентом и Правительством Российской Федерации решения создали условия для развития международного сотрудничества, выхода страны на мировой космический рынок. К настоящему времени заключены межгосударственные и межправительственные Соглашения о сотрудничестве в области космической деятельности с 15 странами, в том числе с США, Японией, Китаем, Индией, Болгарией, Бразилией, Аргентиной, странами, входящими в Европейское космическое агентство (ЕКА). РКА подписаны также соглашения с космическими агентствами 14 стран и ЕКА.

К основным международным космическим программам с участием России относятся:

исследования, эксперименты, экспедиции на станцию "Мир" и проект создания международной космической станции;

выполнение научных работ по программам "Спектр" (астрофизические исследования в различных диапазонах электромагнитного спектра), "АУОС-СМ" (наблюдение Солнца с орбиты искусственного спутника Земли), "Прогноз-М2" (изучение солнечной активности, процессов в земной атмосфере, солнечно-

земных связей), "Гранат" (проведение астрофизических исследований в различных диапазонах электромагнитного спектра), "Бион" (проведение медицинских исследований), "Фотон" (производство материалов в космических условиях), "Метеор" (гидрометеорологическое обеспечение);

выведение российскими ракетами-носителями зарубежных полезных нагрузок (космических объектов). Основными известными в мире являются отечественные РН "Протон" и "Союз".

Международное сотрудничество в области космоса - это объективная реальность в поступательном развитии цивилизации и направлено в первую очередь на сохранение жизни на Земле. Для России в условиях сокращения бюджетного финансирования на космическую деятельность оно является еще одним из путей сохранения космического потенциала.

Современный мировой рынок космической продукции и услуг включает: коммерческие системы спутниковой связи (75%), навигационные системы (15%), коммерческое использование средств выведения (7%), дистанционное зондирование Земли в коммерческих целях (2%), другие составляющие рынка (1%), коммерческое использование пилотируемых полетов, продажа элементов РКТ (ДУ, спецаппаратуры, получение материалов и биопрепаратов в условиях космического пространства). Этот рынок в ближайшей перспективе будет динамически развиваться и в ближайшее десятилетие общий объем продаж КА, запусков РН по их выведению и услуг в области космической связи, ДЗЗ и навигации на мировом космическом рынке составит более 100 млрд.долл.

Россия располагает реальным космическим потенциалом, проводит исследования и работы по всем направлениям космонавтики, имеет здесь известные результаты, готова к взаимовыгодному сотрудничеству с другими государствами в космической области деятельности и заинтересована в нем.

Структура космической продукции и услуг России отличается от структуры мирового рынка и включает (прогноз на 2000г): средства выведения - 60%, элементы РКТ - 10%, навигационную аппаратуру - 10%, системы связи - 9.5%, пилотируемую программу - 8%, данные ДЗЗ - 2.5%. Возможности России к 2000 году составят 25-30% от мирового рынка запусков. Для их реализации в первую очередь необходима модернизация РН "Союз" и "Протон". В решение этой задачи определенный вклад окажет создание на базе МБР комплексов ракет-носителей (проекты "Рокот", "Днепр" и др.). Только в этом случае станет реальностью получение заказов на выведение полезных нагрузок, отвечающих этой доле мирового рынка. Настало время привести российскую структуру космической продукции в большее соответствие с общемировой структурой.

Россия продолжает и развивает взаимовыгодное сотрудничество с Украиной, Белоруссией, Узбекистаном по освоению космоса, что позволяет сохранить основу ракетно-космической промышленности.

Вместе с тем за последнее десятилетие во всем мире проявились тенденции перехода от использования тяжелой и дорогой традиционной многофункциональной космической техники к использованию маломассогабаритной космической техники (там, где это принципиально возможно), создаваемой на базе последних достижений в области микроминиатюризации всех бортовых служебных систем и целевой аппаратуры полезных нагрузок. Благодаря этой тенденции стоимость услуг космической техники снижается на 20-30%% в год, сроки создания нового поколения космических аппаратов уменьшаются с 8-10 лет до 2-3 лет, затраты на создание новой космической техники быстро окупаются.

В России сложившиеся направления космической деятельности сохраняются и после 2000г, однако пути технической реализации, наряду с традиционными все в большей степени будут базироваться на новых прогрессивных решениях, включая разработку новых малых космических аппаратов, легких ракет-носителей, унифицированных малых космических платформ, пригодных для использования в составе широкого спектра средств выведения, разработку систем искусственного интеллекта, создание межпланетных станций и др.

Наиболее доходными сферами деятельности российской космонавтики на ближайшее десятилетие являются развитие спутниковой связи и навигации (особенно - для удаленных районов и транспорта), космических систем ДЗЗ (картографирование, исследование природных ресурсов, метеообеспечение, экологический мониторинг, природопользование, предупреждение о природных и техногенных бедствиях и катастрофах). Именно в этих сферах ведущая роль принадлежит малой космической технике.

Много научных задач в околоземном и дальнем космосе может быть выполнено лишь благодаря использованию малой космической техники.

Широкое использование последних научно-технических и технологических достижений окажет благотворное влияние и на традиционную космическую технику и на другие отрасли науки, техники, промышленности, экономики.

Сокращение бюджетного финансирования космической деятельности - это не только российская, но и общемировая тенденция. В этих условиях расширение международного сотрудничества является одним из главных условий дальнейшего развития космонавтики в интересах всего человечества.

КЛЮЧЕВЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ФЕДЕРАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ПРОГРАММЫ РОССИИ В 1998 Г.

Связь и телевещание

Состав группировки – 23КА
(с учетом коммерческих КА "Галс-13")

обеспечивает:

Трансляцию 2-х программ центрального ТВ, передачу местных ТВ программ и 4 программ коммерческого НТВ на всей территории РФ. Международную, магистральную и зоновую связь (130 направлений связи, 4000 тлф.каналов). Связь с подвижными объектами (~1000 объектов).

Правительственную связь с более чем со 100 странами и посольствами.

Дистанционное зондирование Земли

Состав группировки – 6КА

обеспечивает:

Глобальное получение оперативной метеоинформации с периодичностью 2-4 р/сутки.

Контроль ледовой обстановки в Арктике и Антарктике. Обновление ледовых карт один раз в неделю по Северному Ледовитому океану. Обеспечение составления кадастров природных ресурсов, тематических карт, выявление районов для поиска полезных ископаемых. Экологический мониторинг, контроль чрезвычайных ситуаций (регистрацию, оценку масштабов).

Фундаментальные научные исследования

Состав группировки – 5КА

обеспечивает:

Астрофизические наблюдения источников рентгеновского и гамма-излучений. Комплексные исследования излучений Солнца, магнитосферы Земли, физических механизмов солнечно-земных связей, околоземной плазмы с участием широкой международной кооперации.

Пилотируемые полеты и международное сотрудничество

Состав группировки – 8 модулей

обеспечивает:

Длительное пребывание человека в космосе, уникальные фундаментальные научные знания в области медицины, строения Вселенной и планет Солнечной системы. Получение опытных образцов и полупромышленных партий материалов с уникальными свойствами, градиентных стекол для использования в радиоэлектронике.

Выращивание монокристаллов белков, используемых при создании новых высокоэффективных лекарств и биопрепаратов. Отработка методов экологического мониторинга и дистанционного зондирования Земли и атмосферы.

В 1998 ГОДУ ПО КЛЮЧЕВЫМ НАПРАВЛЕНИЯМ ВЫПОЛНЯЮТСЯ 57 ОКР

Запуск «Горизонт» №45 (по отдельному решению).
Подготовка к запуску 3-х КА »Экспресс-А».
Запуск КА «Надежда-М» №1.

Запуск КА «Океан-О», «Комета», «Ресурс-01» №4.
Подготовка к запуску КА »Метеор-3М».
Разработка рабочей документации на КА «Ресурс-ДК».

Подготовка к запуску КА «Коронас-Ф».
Продолжение летных испытаний КА «Интербол-1», «Интербол-2», «Гранат».
Изготовление и экспериментальная отработка КА «Спектр-РГ», «Бион»

По ОС «Мир» – запуск 2-х ПК «Союз-ТМ» и 4-х ТГК «Прогресс-М», две стыковки с ОК «Шаттл».
По МКС – запуск ФГБ, разработка и изготовление модулей и кораблей.

Модернизация ракет-носителей «Протон» и «Союз». Капитальный ремонт пусковых объектов РН «Протон»
Поддержание готовности средств НАКУ и управление группировкой КА. Подготовка наземных средств к запуску и управлению модулями РС МКС.

ФОРМЫ РАБОТ С ЗАРУБЕЖНЫМИ ПАРТНЕРАМИ ПО ПРИВЛЕЧЕНИЮ ИНВЕСТИЦИЙ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКУЮ ПРОМЫШЛЕННОСТЬ РОССИИ

Соглашения на правительственном уровне (международные проекты)	Совместные предприятия (СП) с зарубежными фирмами	Контракты на поставки космической техники	Соглашения (контракты) по оказанию услуг космическими средствами	Соглашения о взаимном обмене космическими услугами
1. Межправительственное соглашение о создании МКС от 17.06.92г.	1. СП "СТАРСЕМ" (Россия: РКА, ЦСКБ "Прогресс", Франция: Аэроспасьяль, Ариан-спейс по запуску КА РН "Союз", "Молния", "Ариан"	1. Контракт между ЕВТЕЛЕСАТ и НПО ПМ на изготовление, поставку и запуск 3-х КА "Сесат"	1. Соглашения КБ ПО "Полет" с США, Швецией о попутном запуске КА FAISAT, ASTRID	1. Соглашение об обмене спутниковой информацией в рамках Всемирной метеорологической организации
2. Межагентские соглашения РКА - НАСА, РКА-КНЕС, РКА-ДАРА и др. по полетам иностранных космонавтов на ОС "Мир"	2. СП "РД АМРОСС.ЛЛС" (Россия: НПО "Энергомаш", США: Пратт энд Уитни) по поставке двигателей РД-180	2. Контракт между КБ ХМ и Индийским космическим агентством на изготовление и испытания ракетных двигателей для Индии	2. Соглашение с Канадой о запуске КА с помощью РН "Старт" с канадского космодрома "Космопорт Канада" (начиная с 1998г.)	2. Соглашение о совместной космической системе поиска и спасения КОСПАС-САРСАТ
	3. СП "ЕВРОКОТ" (Россия: ГКНПЦ им. Хруничева, Германия: Даймлер-Бенц Аэроспейс) по разработке и эксплуатации РН "Рокот"	3. Контракт между КБ ХА и Аэроджет (США) на разработку трехкомпонентного двигателя на базе РД-0120	3. Соглашение КБ ПО "Полет" с Германией о запуске КА ОХБ Систем	

МЕЖДУНАРОДНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ РОССИИ

МЕЖДУНАРОДНЫЕ ПРАВОВЫЕ ОСНОВВАНИЯ

"Соглашение о сотрудничестве в исследовании и использовании космического пространства в мирных целях" (Ельцин-Буш 1992г.).

Пакетное соглашение между РФ и США относительно контроля за распространением ракетных технологий, участие России в программе МКС и Квот на запуске зарубежных КА российскими РН (1994г.). В 1996г. Квоты расширены.

Межгосударственные соглашения с 15 странами, в том числе:

Решения Российско-американской совместной комиссии по экономическому и техническому сотрудничеству.

Соглашения РКА с космическими агентствами 14 стран, в том числе "Меморандум о взаимопонимании между РКА и НАСА относительно сотрудничества по МКС".

⇓

ДОСТИГНУТЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

В течение 1992-1997гг. российскими предприятиями промышленности заключены 64 коммерческих контракта с зарубежными организациями (их распределение с накоплением: 1992 - 6, 1993 - 12, 1994 - 21, 1995 - 33, 1996 - 51, 1997 - 64).

Загрузка мощностей предприятий и организаций ракетно-космической промышленности работами по контрактам с зарубежными странами позволило в 1995-1997гг сохранить производственный, научно-технический и интеллектуальный потенциал и избежать социальных потрясений.

Созданы совместные предприятия для обеспечения запусков КА российскими РН: Локхид-Хруничев-Энергия Интернешнл Инк. (РН "Протон"), СТАРСЕМ (РН "Союз"), СИ-ЛОНЧ (РН "Зенит"), ЕВРОКОТ (РН "Рокот"), КОСМОТРАНС (РН "Днепр"), Юнайтед старт (РН "Космос", "Старт-1").

Для выведения зарубежных КА осуществлены пуски российских РН:

1995г. - 5 пусков (8 КА) 1996г. - 4 пуска (5КА) 1997г. - 7 пусков (19КА).

Целевая программа кооперации предприятий НПО машиностроения по созданию малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и связи с использованием для их выведения ракеты носителя "Стрела"

Г. Ефремов
НПО машиностроения
143952 г. Реутов, Московская область
ул. Гагарина, 33
Факс: (095) 302 2001

В докладе представлена программа действий НПО машиностроения по созданию малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и связи.

Устойчивое современное состояние предприятия в сочетании с богатым опытом дало возможность НПО машиностроения провести ряд разработок и на их основе разработать предлагаемую программу, названную "Прагматичный космос". Название выбрано не случайно, прагматичный подход принят ко всем аспектам Программы: техническому, организационному, финансовому

НПО машиностроения предлагает эту Программу вместе с рядом предприятий и организаций - единомышленников, имеющих многолетний опыт совместной работы и разделяющих цели, задачи Программы и предлагаемые пути ее реализации. Программа не является догматичным, замкнутым документом, и предполагает дальнейшее свое совершенствование и развитие, как в части конкретных проектов, так в части новых участников.

Цели Программы определены исходя из "Концепции национальной космической политики Российской Федерации".

Основными принципами, на которых построена Программа являются востребованность и конкретность составляющих ее проектов и достаточно быстрая практическая реализуемость этих проектов в современных экономических условиях.

В качестве приоритетных направлений Программа охватывает:

-запуск космических аппаратов на ракетоносителях, созданных на основе подлежащих уничтожению в соответствии с международными соглашениями МБР РС-18 и РС-20;

-создание унифицированной маломассовогабаритной космической платформы (УМКП);

-разработку и создание на базе малых космических аппартов с УМКП космических систем ДЗЗ различного назначения;

-разработку и создание на базе малых космических аппаратов с УМКП космических сегментов систем спутниковой связи;

Реализация Программы позволит максимально использовать существующий в стране материальный, технический и научный задел, уменьшить затраты на проекты, направленные на решение задач национальной безопасности, сконцентрировать средства, в том числе коммерческие и международные, для достижения результатов.

A Dedicated Program of Scientific-Production Association of Machine Engineering (NPO MASH) Enterprises Cooperation for Building Earth Remote Sensing and Communications Spacecraft to Be Orbit-Injected by STRELA Launch Vehicles

G.A. Efremov
NPO MASH, Russia

The level of the world space technology on the threshold of a new millenium allows to start extensive industrial and commercial application of space systems not only in communication but also in the Earth remote sensing (ERS), navigation, production of high-quality materials and applied research.

Because of significant costs of creation, deployment and operation of such systems, sharp reduction of such costs is a key to successful conquering of the emerging broad market of space services. Space system designers pay special attention to solution of these tasks with the help of small-size spacecraft using light-class launch vehicles to launch spacecraft or to replenish their stock on orbit. In Russia, ICBMs being decommissioned under START-2 treaty and properly modified are a good source of such light-class launch vehicles.

Since in the coming years there will be sufficient quantity of launch vehicles with lifting capacity of 1-4 tons, the Russian space industry is capable of creating ERS spacecraft of a mass of ~ 0.8 - 1.2 t that would have high performance data and carry optical and radar observation instruments producing images with resolution close to 1 m. Space industry enterprises have sufficient stock of service systems for such spacecraft.

An NPO Mashinostroyenia-led subcontractor network that includes MNIIP, RNIIKP, LOMO, OPTEX, GOSTsNIIRTI, NIIEM, OKB MEI, NIITP, OKB Vympel, Rubin have developed a project of small-size spacecraft for ERS and communication using, as a launch means, Strela launch vehicle converted from RS-18 ICBM.

Основные направления применения и развития концепции малых спутников в практике работ ГКБ "Южное"

С.Конюхов
ГКБ "Южное"
320008 Украина, г.Днепропетровск
ул.Криворожская 3
Факс: (0562) 925041, (0562) 700125

В докладе рассматриваются вопросы создания и применения космических аппаратов малой размерности.

Определены размерность поля характеристик КА (масса базовых платформ ≤200 кг) и параметры типоразмерного ряда базовых платформ. Описан принципиальный подход к построению бортового аппаратурного комплекса и конструкции КА. Сформированы области целевого применения малых КА: оперативное наблюдение поверхности Земли с помощью группировки КА, выводимых на орбиту одной ракетой-носителем; научные эксперименты в области сейсмического мониторинга; научные эксперименты в области космической технологии, биотехнологии, биомедицины с обеспечением высококачественных условий микрогравитации и возвращения материальных результатов экспериментов на Землю; дифференциальная спутниковая навигация. Рекомендации по построению орбитальных группировок разработаны с учетом использования располагаемого парка средств выведения и экономических факторов. Приведены сведения о техническом облике и характеристиках КА.

Изложены соображения по организации международной кооперации для осуществления разработки КА.

Вопросы создания и применения космических аппаратов малой размерности занимают важное место в номенклатуре работ, выполняемых ГКБ "Южное" с кооперацией по заказу Национального космического агентства Украины.

В отдельное направление выделены работы по созданию космических аппаратов микроспутникового класса (с массой базовых платформ ≤ 200 кг). Это объясняется, в первую очередь, объективными достоинствами микроспутниковых технологий, обеспечивающими решение многих традиционных типов задач с меньшими затратами и на высоком техническом уровне. Другим обстоятельством, обусловившим практический интерес к развитию микроспутникового направления работ в Украине, является то, что микроспутники лучше любого другого вида космической техники подходят на роль инструмента для решения задачи технологического переоснащения, поставленной перед национальной космической отраслью. Здесь имеются ввиду микроминиатюризация бортового оборудования, широкое использование полимерных и композиционных материалов, интеграция бортового аппаратурного комплекса на основе средств вычислительной техники, использование негерметичных конструкций, создание наземных автоматизированных испытательных комплексов и др. С учетом указанных факторов создание микроспутников и их применение по целевому назначению предусмотрены самостоятельной позицией в Государственной (национальной) космической программе Украины на 1998-2002 гг.

Выделяются две фазы в решении поставленной задачи - разработка унифицированной спутниковой платформы микрокласса и оснащение ее бортовой полезной нагрузкой соответствующего целевого назначения. Сама платформа может исполняться в трех модификациях МС-1, МС-2, МС-3, отличающихся массой (60 кг, 120 кг и 200 кг соответственно) и функциональными возможностями.

При разработке модификаций унифицированной платформы вопросы построения их бортового обеспечивающего комплекса и конструкции рассматриваются с учетом возможности использования единых для всех модификаций базовых составных частей обеспечивающего комплекса. Этот принцип реализуется следующим образом:

для всех трех модификаций предусмотрена единая конструктивно-компоновочная схема;

система управления ориентацией и стабилизации и аппаратура совмещенной командно-траекторной радиолинии применяются на МС-1, МС-2, МС-3 с использованием одних и тех же базовых модулей;

в составе бортового цифрового вычислительного комплекса переменной частью являются только модули сопряжения с полезной нагрузкой;

формирование требуемых запасов рабочего тела двигательной установки (там, где она используется) осуществляется подбором нужного количества стандартных баллонов;

используются однотипные элементы конструкции (поворотные устройства, толкатели, устройства зачековки и др.).

Типовая конфигурация микроспутника применительно к субспутнику активного мониторинга космического комплекса "Попередження" показана на рис.1.

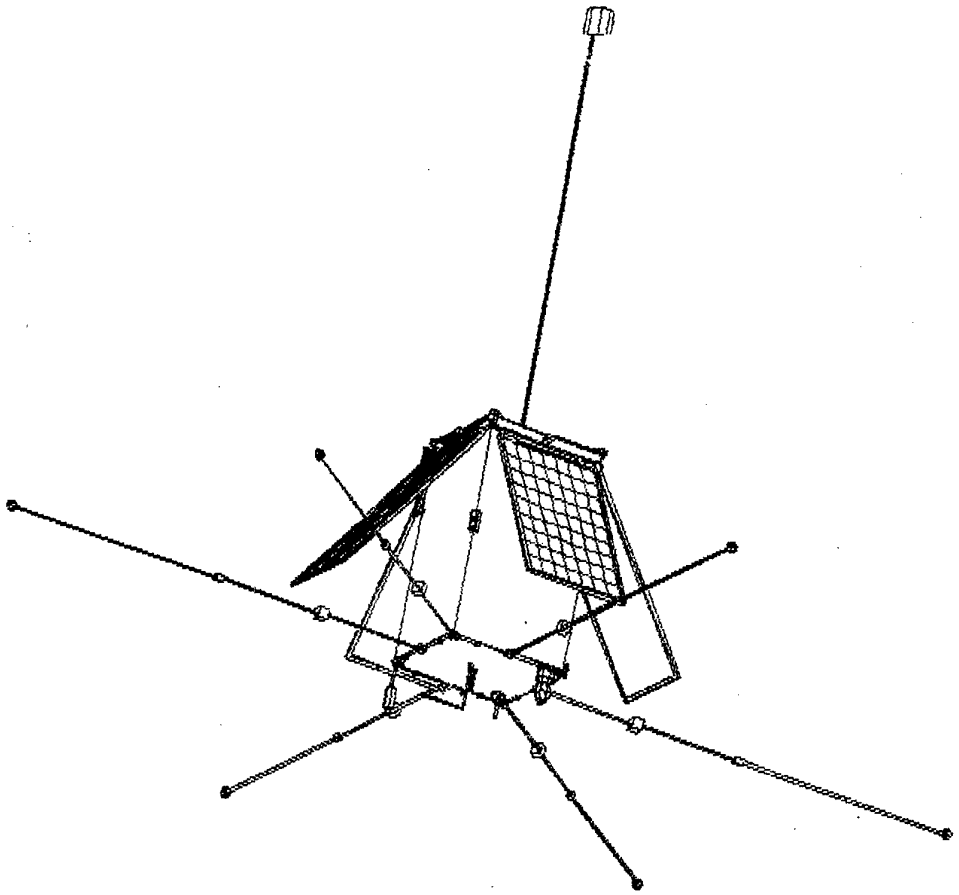


Рис. 1

С. Конюхов

Выведение микроспутников на орбиту может осуществляться различными способами (совместно с другими КА, групповым запуском). Это обстоятельство учитывается при выборе силовой схемы конструкции и компоновке бортовой аппаратуры.

Наиболее продвинута сегодня разработка первой, отработочной комплектации микроспутника МС-1-ТК. Она предназначена, в основном, для проверки и подтверждения в условиях эксплуатации основных технических и технологических решений по отдельным элементам комплекса технических средств самого микроспутника и соответствующих наземных средств подготовки к запуску, управления в полете, приема и обработки информации. Микроспутник МС-1-ТК решает и целевые задачи - получение изображений заданных участков поверхности Земли для народнохозяйственного и научного использования, а также отработки перспективных технологий наблюдения Земли. Для этого микроспутник содержит в составе полезной нагрузки малогабаритную бортовую телевизионную камеру видимого диапазона и бортовую аппаратуру специальной информационной радиолинии, работающей в диапазоне частот 2200...2600 МГц.

Ниже представлены основные характеристики микроспутника:

спектральный диапазон наблюдения 0,45...0,90 мкм,
режим наблюдения - кадровый,
ширина полосы обзора - 160...320 км,
разрешающая способность (в надире) - 160 м,
скорость передачи информации - не менее 256 Кбит/с,
погрешность ориентации и стабилизации осей микроспутника в орбитальной системе координат - не хуже 2° (σ).

Микроспутник будет выводиться на круговую орбиту высотой 650 км с наклонением 82,5° ракетой-носителем "Циклон-3" в качестве попутного груза совместно с разрабатываемым ГКБ "Южное" космическим аппаратом "Січ-1М".

Создание отработочной комплектации МС-1-ТК подкрепляется в ГКБ "Южное" работами по последующей загрузке микроспутниковых платформ конкретными целевыми задачами. Рассмотрение потенциальных задач, целесообразных к постановке на микроспутнике, показало, что они присутствуют во всех главных направлениях космической деятельности - наблюдении Земли, связи и навигации, фундаментальных научных исследованиях.

Первый шаг в этом направлении уже сделан - на микроспутниковой основе ГКБ "Южное" осуществляет разработку субспутников СС-1 и СС-2 международного проекта "Попередження", преследующего цели создания экспериментального космического комплекса системы спутникового мониторинга сейсмической активности Земли для прогноза землетрясений и проведения с его помощью обширной программы научных исследований по поиску и изучению предвестников землетрясений. В проекте участвуют научные организации и специалисты Украины, России, Польши, Чехии, Венгрии, Англии, Швеции, Франции, США, Грузии. Субспутники СС-1 и СС-2 создаются на базе платформы МС-3, выводятся на орбиту вместе с основным КА ракетой-носителем "Циклон-3" и в орбитальном полете осуществляют активный и электромагнитный мониторинг ионосферной плазмы.

Применительно к задачам наблюдения Земли микроспутники представляются оптимальным инструментом для обслуживания достаточно большого и устойчивого круга потребителей, использующих многозональную

информацию среднего разрешения на постоянной и регулярной основе. С помощью данных с таких КА решаются на общегосударственном и региональном уровнях задачи сельского, лесного и водного хозяйств, экологического мониторинга, геологии и т.д. При полном учете специфики задач, требующих, как правило, наблюдения с солнечно-синхронных орбит высотой порядка 650 км, периодичности обновления информации 1...2 суток и среднем разрешении оптико-электронных приборов 30...100 м в полосе обзора 360...500 км, для средних широт наблюдения достаточно будет использовать орбитальную группировку из 3...4 КА. Группировка такой численности в одной орбитальной плоскости при массе каждого микроспутника до 300 кг может быть построена при использовании всего одного запуска ракетой-носителем типа "Днепр". Этот пример является хорошей иллюстрацией возможностей, возникающих при переходе к применению микроспутников.

Практическую реализацию изложенной постановки задачи планируется осуществить в рамках проекта МС-3-ДЗЗ. Проект предусматривает создание на базе платформы модификации МС-3, отработанной при выполнении темы "Попередження", микроспутника МС-3-ДЗЗ и обеспечивающей его функционирование наземной инфраструктуры средств управления, приема и обработки информации. На борту микроспутника устанавливаются два сканера видимого диапазона со сжатием информации и аппаратура специальной информационной радиолинии частотного диапазона 8,2 ГГц. Ниже приведены характеристики измерительно-информационного комплекса:

разрешение	40 м,
полоса обзора (для двух сканеров)	470 км,
число спектральных каналов	3,
спектральные диапазоны каналов	0,45...0,52 мкм,
	0,52...0,59 мкм,
	0,62...0,68 мкм,
коэффициент уплотнения (сжатия) информации	≥2,
информативность радиолинии	32 Мбит/с.

Важной особенностью проекта является намерение оснастить спутник аппаратурными средствами управления режимами съемки отдельных объектов (районов) наблюдения непосредственно пользователями из региональных центров приема информации (технология SEE, патент Украины N95030965 от 01.03.95). Это позволит осуществлять выполнение заявки на съемку с максимально возможной оперативностью (в реальном масштабе времени) и обеспечить за счет более корректного учета метеорологических факторов выход товарной продукции стандартного качества, близкий к 100%.

К достоинствам проекта следует отнести также применение на микроспутнике аппаратуры спутниковой навигации. Использование ее данных при наземной обработке информации позволит получить высокую точность координатной привязки информации.

Расчеты показывают, что можно подобрать такую высоту солнечно-синхронной орбиты в диапазоне высот 600...800 км, при которой группировкой из 2...3 микроспутников, равномерно сфазированных в одной орбитальной плоскости, можно обеспечить периодичность сплошного просмотра поверхности Земли на широте Украины 3...5 суток при работе одним сканером и 2...3 суток при одновременном включении обоих сканеров.

С. Конюхов

Технические решения, предусматриваемые в системе, дают возможность организации, с учетом глобальности реализуемой орбитальной группировкой зоны обслуживания, глубокого международного партнерства как на стадии разработки, так и при эксплуатации системы. ГКБ "Южное" будет только приветствовать подключение к проекту МС-3-ДЗЗ иностранных фирм в части поставки наблюдательной и связной аппаратуры (с отработкой ее на первых 1...2 спутниках типа МС-3-ДЗЗ), управления аппаратурой наблюдения и приема информации на существующую мировую сеть приемных станций. Оплата работ по разработке и внедрению технологии SEE в проект МС-3-ДЗЗ осуществляется при этом фирмой-разработчиком в качестве долевого вклада в создание эксплуатационной системы наблюдения Земли по модели международного консорциума с последующим участием фирмы в дележе прибыли от коммерческого использования системы.

В области связи и навигации применение микроспутников может оказаться эффективным решением задачи построения дифференциальной радионавигационной спутниковой системы. Этой проблемой, наряду с европейскими организациями, занимается в Украине на системном уровне АО НИИРИ г.Харьков с участием ГКБ "Южное" в части космического сегмента системы. Микроспутник МС-3-РН базовой модификации МС-3, оснащенный бортовым радионавигационным комплексом, составит материальную основу низкоорбитальной группировки КА, осуществляющей формирование и передачу навигационных сигналов, подобных сигналам NAVSTAR/ГЛОНАСС, содержащих эфемериды микроспутников, данные о целостности навигационной спутниковой группировки и дифференциальную информацию. Как показывают расчеты, при высоте орбиты 2000 км и наклонении 64° орбитальная группировка должна содержать 36, 48 или 72 аппарата для непрерывного однократного, двукратного и троекратного обзора всей поверхности Земли соответственно.

Как и проект МС-3-ДЗЗ, рассматриваемый проект также имеет научно-технические и организационные предпосылки осуществления его на основе международной кооперации.

Наконец, следует остановиться на возможностях применения микроспутниковых технологий для проведения биологических, биотехнологических и технологических исследований в области фундаментальной науки. Эти исследования составляют значительную долю программы проведения научных экспериментов на Международной космической станции.

Как показывает опыт эксплуатации орбитальной станции "Мир", пилотируемые крупногабаритные космические конструкции вряд ли можно считать идеальным местом для проведения тонких технологических экспериментов. Присутствие на борту станции экипажей и их жизнедеятельность, являющаяся источником существенных динамических возмущений, вибрационные перегрузки, связанные с деформацией корпуса станции, работой систем терморегулирования, жизнеобеспечения, ориентации и стабилизации обуславливают наличие перегрузок до $10^{-3}g_0$. Это слишком большие перегрузки для ряда тонких процессов, требующих уровня микрогравитации до $10^{-6}g_0$, а в ряде случаев (гидромеханика, тепломассперенос, физика конденсированного состояния и фазовых переходов и т.д.) - и выше. Поэтому целесообразно

рациональное распределение комплекса исследований и прикладных задач между различными типами космических средств для их проведения.

ГКБ "Южное" предлагает к разработке технологический космический комплекс на основе микроспутника МС-1-БТ модификации МС-1, обеспечивающий реализацию более жестких требований к уровню микрогравитации по сравнению с пилотируемыми станциями за счет использования преимуществ автоматических космических аппаратов. Отличительной особенностью этого комплекса является введение в состав микроспутника спасаемого аппарата и организация посадочного комплекса.

При такой постановке вопроса предлагаемый космический комплекс не противостоит МКС, а дополняет ее в области, представляющей наибольший интерес для исследователей и разработчиков.

Микроспутник МС-1-БТ обеспечивает следующие условия для размещения и функционирования исследовательской аппаратуры:

уровень фоновой микрогравитации	$10^{-5}g_0$,
масса полезной нагрузки	5 кг,
объем полезной нагрузки	∅250 х 300 мм,
предоставляемая мощность:	
среднесуточная	5 Вт,
сеансная	20 Вт в течение 5 минут.

Обладая необходимыми для постановки научных экспериментов техническими данными, микроспутник МС-1-БТ будет отличаться и относительно низкой стоимостью предоставления услуг, в том числе и вследствие того, что значительная часть технических решений по микроспутнику МС-1-БТ отрабатывается при создании микроспутника МС-1-ТК.

Таким образом, ГКБ "Южное" имеет развернутую программу освоения, развития и применения микроспутниковых технологий и готово к международному сотрудничеству в этой области.

С. Конюхов

Basic directions
of usage and conception of the small
satellites development in practice of Yuzhnoye SDO works

S.Konyuhov
Yuzhnoye SDO
3, Krivorozhskaya str.
Dniepropetrovsk, 320008, Ukraine
Fax: (0562) 92 50 41, (0562) 70 01 25

The present paper consider aspects of the small dimension satellites creation and usage.

There are defined a field dimension of SC characteristics (mass of the based platform equal or less 200 kg) and parameters of the based platform type-dimension set. The approach of principle of the onboard apparatus complex building and SC structure is described. The following areas on the end use application of the small SC were shaped: an operational observation of Earth surface with SC constellation inserted into orbit with the single launch-vehicle; the science experiments in the seismic monitoring field; science experiments in the areas of the space technology and biotechnology, and biomedicine with supporting the microgravity high-quality conditions and the experimental material results turning to Earth; differential satellite navigation. Recommendations for the orbital grouppings construction were elaborated considering use the inserting facilities disposed stock and the economical criteria. Of is adduced an information SC engineering appearance and characteristics about.

There are set out the considerations on the international cooperation establishing for SC elaboration realizing.

Aspects of the small dimension spacecrafts building/usage occupy a highly important place in Yuzhnoye SDO nomenclature in cooperation under National Space Agency of Ukraine order.

The works for the microsatellite type spacecrafts (with based platform mass equal ≤200 kg) creation are set aside as separate direction. The reason is first objective merits of the microsatellite technologies which provide a solution of the many traditional type tasks with lesser costs and highly engineering levels. Other circumstance, by which the practical interest to development of the works microsatellite direction in Ukraine had been caused, is that microsatellites suits better to the role of instrument to solve the tasks of technical reequipping to be sought to face of the national space branch. Here there are meant the onboard equipment microminiaturization, and widespread use of the polymeric/ composit materials, and integration of the onboard hardware complex on the computer technology base, and use the uncapsulated constructions, and creation of the ground automated testing complex, and etc. On view of the indicated factors, the microsatellites creation and usage them for the end use are foreseen in State (National) Space Program of Ukraine for 1998-2002 with individual line.

Two following phases are set aside in the proposed task solving: elaboration of the microtype unified satellite platform, and equipping it with onboard payload of the appropriated end use. The platform itself may be produced in three modifications - MC-1, MC-2 and MC-3 - which are distinguished of mass (60 kg, 120 kg, 200 kg consequently) and functional possibilities.

On developing of the unified platform the questions of buildings their onboard support complex/ construction are viewed with due regard for a possibility to use the same components of the support complex for all modifications. This principle is being realized by the following manner:

- unified structural - arrangement scheme is foreseen for all three modifications;
- system of the orientation/ stabilization control, and hardware for the combined command-trajectory radioline are applicated on MC-1/ MC-2/ MC-3 modifications using the same based modules;
- only modules of coupling with payload are a variable part for onboard digital computer complex;
- collection of the working fluid requested resurces for Propellant System is realized by the standard ballons needed quantity setting;
- there are used the single-type units of construction (turning devices, pushers, cottering up devices, and etc).

The microsatellite standard configuration as applied to the "Poperedzhennya" Space Complex subsatellite of an active monitoring is shown on Fig. 1.

Microsatellites insertion into orbit may be realized by different manners (in combination with other SC's, and by group launching). This circumstance is considered in the choice of the construction strength scheme and in the onboard hardware configuration.

The most advanced up to the present is elaboration of the first polished configuration for MC-1-TK microsatellite. It is intended, basically, to verify and to confirm the major technologic/ engineering decisions in the operating conditions for separate units of the technical facilities complex of microsatellite itself, and

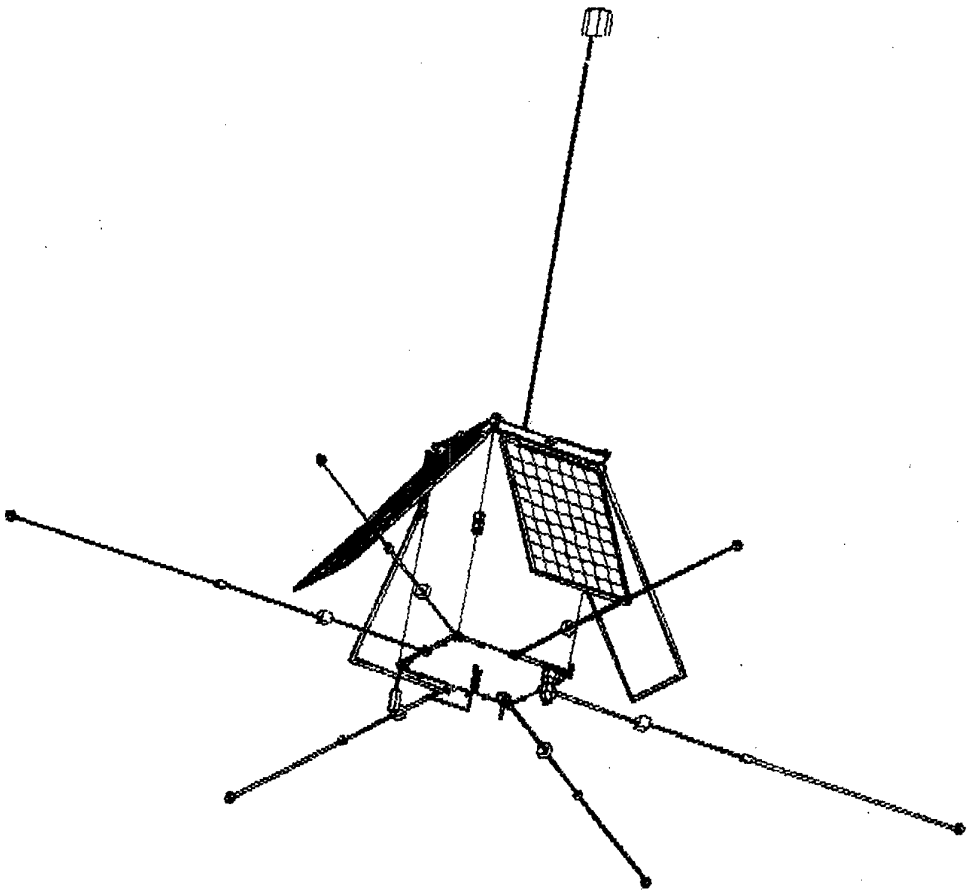


Fig. 1

S. Konyuhov

corresponding ground facilities of preparation to launch and control during flight, and recording/ processing of information data. MC-1-TK microsatellite solve the end use tasks also - to receive the assigned plots portrayals of Earth surface for the national economic/ scientific using, and Earth observation advanced technologies polishing also. For this, the microsatellite includes in the payload composition the onboard compact television camera of a visible range and onboard hardware for special informational radioline which operate in the frequencies band 2200...2600MHz.

The following major characteristics of microsatellite are presented below:

observation spectrum band	0,45...0,9 mkm,
observation option	by frame,
observation band width	160...320 km,
discrimination capacity (in nadir)	160 m,
message data rate	no less then 256 Kbit/s
accuracy of the microsatellite axis orientation/ stabilization in orbital coordinate system	no worse then 2° (σ).

Microsatellite will be injected into circular orbit of 650 km altitude and inclination $82,5^{\circ}$ with "Cyclon-3" launch-vehicle as piggyback in combination with "Sich-1M" spacecraft developed by Yuzhnoye SDO.

Creation of MC-1-TK polished configuration is supported in "Yuzhnoye" SDO with works on further microsatellite platforms loading of the concrete missions tasks. Consideration of the potential tasks, which are expedient to the setting on microsatellite, was shown they are in all major directions of space activities: Earth observation, and communication and navigation, and basic scientific researches.

First step in this direction had done: on the microsatellite base "Yuzhnoye" SDO realizes the elaboration of CC-1/ CC-2 subsatellites for international "Poperedzhennya" Project pursuing the goals to create the experimental space complex for satellite monitoring of Earth seismic activity to predict earthquakes and with using it to carry out vast program of science researches for the search and study of the earthquakes forerunners. On Project the scientific institutions and specialists of Ukraine, Russia, Poland, Czechia, Hungary, England, Sweden, France, USA, Georgia are participating. CC-1/ CC-2 subsatellites are built on the base of MC-3 platform and injected into orbit together with main SC by "Cyclon-3" launch-vehicle, and they realize the active/ electromagnetic monitoring of ionosphere plasma.

In reference to Earth observation tasks, the microsatellites are represented by the optimal instrument to service the sufficiently large and stable circle of Consumers which uses multiareas information of a middle discrimination on the constant/ regular base. Using data received from such SC's there are solved on the state/ regional levels the tasks of the agriculture/ wood land/ water economies, and environmental monitoring and geology, and etc. With the complete considering of the tasks specific features requiring, as a rule an observation from sun-synchronous orbit of altitude about 650 km, and regularity for information renewing of 1...2' days, and the optical/ electronic devices medium discrimination 30...100 m in observation band 360...500 km, for middle latitudes of observation it will enough to use the orbital constellation of 3...4 SC's. Constellation of that size in one orbital plane with mass of every satellite up to 300 kg may be built using only single launch of "Dnepr" type launch-vehicle. This example is a good illustration of the possibilities appearing transfer to the microsatellites usage.

S. Konyuhov

Presented positing task practical realization is planned to be realized in МС-3-ДЗЗ project frame. The project foresee a creation on the МС-3 modification platform base, improved at the "Poperedzhennya" Program execution and ground infrastructure of the control devices and information receiving/ processing which are provided functioning it. On the microsatellite board there are mounted two scanners of a visible band with data compressing and hardware of the special informational radioline of frequencies range 8,2 GHz. The following characteristics of the measuring - informational complex are presented below:

discrimination	40 m
observation band (for two scanners)	470 km
spectrum channel number	3
channel spectrum band	0,45...0,52 mkm
	0,52...0,59 mkm
	0,62...0,68 mkm
data compressing factor	≥2
informativity of radioline	32 Mbit/s.

Important special feature of Project is intention to equip a satellite with apparatus facilities for the shooting options control of the observation areas individual objects by user from the regional centers of information reception directly (SEE technology, patent of Ukraine №95030965 of 01.03.95). This will allow to realize the claim fulfillment with maximal effectiveness, as possible (in the real scale of time), and to provide by more correct consideration of the meteorological factors an yield of the standard quality goods production near to 100%.

To the project merits it should be disposed also using the satellite navigation hardware in microsatellite. Using its data in the information ground processing will allow to obtain a highly accuracy of information coordinate fastening.

Calculation shows it may be selected such altitude of the sun-synchronous orbit of range 600...800 km in which constellation of 2...3 microsatellites phased even in single orbital plane may support a periodicity of Earth surface overall viewing on Ukraine latitude of 3...5 days for working of one scanner and 2...3 days it two scanners have been switched simultaneously.

Engineering solutions, foreseen in the system, allows to organize with considering worldwith of the service area realized by orbital constellation, and deep international partnership, both on elaboration and the system exploitation stages. Yuzhnoye SDO will welcome only involving the foreign firms to МС-3-ДЗЗ Project development in the part of delivering the observation/ communication hardware (with data processing by first 1...2 satellites of МС-3-ДЗЗ type), and control of with the hardware of observation, and receiving of information by the existing world network of the receiving stations. Payment of the works to elaborate and adopt SEE technology into МС-3-ДЗЗ Project is realized, in this, by the firms - developers as a quote contribution to the Earth observation operational system creation through the international consortium model and with further participating of firm in dividing of profits from commercial using of system.

In the fields of navigation and communication the microsatellites using may prove to be efficient solving the task of the differential radionavigation satellite system building. On Ukraine, with together European institution, NIIRI joint-stock company, Kharkov, is engaged by this problem on the system level Yuzhnoye SDO participating in the part of the system space segment. МС-3-РН microsatellite, of МС-3 base modification, equipped by onboard navigation complex will compose the material base

of the low-orbital SC's constellation which make up shaping and transfer of the navigation signals similar to signals of NAVSTAR/ГЛОНАСС which contain the microsatellites ephemerides and data the navigation satellites constellation integraticity about, and differential information. As calculations show, at altitude up to 2000km and inclination 64° the orbital constellation must count 36, 48 and 72 apparatus for the continuous one-number/ double-number/ three-number observation of whole Earth surface consequently.

Like МС-3-Д33 Project, this Project also have the science-engineering/ organizational premises to realize it on the international cooperation base.

Lastly, it needs to be taken up the possibilities of using the microsatellite technologies to carry out the biologic/ biotechnologic/ technologic researches in the base sciences field. These researches forms the considerable part of the program on the science experiment conducting at International Space Station.

As experience of "Mir" orbital station exploitation implies, it is unlikely, that the manned large-size space constructions may be considered as an ideal place to carry out the delicate technological experiments. The crews presence on board of station and their vital activities, which are sources of the considerable dynamic exciting, and the vibrational overloads connected with the station body deformation and the thermoregulation/ vital provision/ orientation/ stabilization systems operation are responsible for existing of overloads up to $10^{-3}g_o$. There are unduly high overloads for the number of the delicate processes which requires the microgravity level up to $10^{-6}g_o$ but in the some cases (hydromechanics, heat-mass-transfer, physics of the condencated state, and etc.) - still more higher.

Consequently, it is appropriate to distribute rationally the researches complex and the applied tasks between different types of the space facilities to have been conducted.

Yuzhnoye SDO offer to elaborate the space/ technological complex on МС-1-БТ satellite of the МС-1 modification base which should provide a realization of more rigid requirements to the microgravity level as compared with the manned stations at the sacrifice of the automatic spacecrafts advantages usage. A distinctive property of this complex is the introducing in the microsatellite composition the escaped module and the landing complex setting up.

On this setting up of question the offered space complex is not opposed to ISS, but adds it in the field of the principal interest for the researchers and the developers.

МС-1-БТ microsatellite provide the following conditions for replacement and functioning of the research devices:

level of the background microgravity	$10^{-5}g_o$,
payload mass	5 kg,
payload volume	Ø250mm X 300mm,
power supplied:	
average dayly	5Wt,
sessionaly	20Wt per 5min.

Having engineering properties needed to set up the scientific experiments, МС-1-БТ microsatellite will be distinguished also by relatively low cost of the services offering, including from the fact, that the important part of the engineering solutions on МС-1-БТ microsatellite is polished through МС-1-ТК microsatellite building.

S. Konyuhov

In such manner, Yuzhnoye SDO have an expanded program on the microsatellite technologies mastering/ development/ usage, and ready to the international cooperation in this field.

S. Konyuhov

Перспективные ракеты-носители легкого класса

А.И.Киселев, А.А.Медведев, В.К.Карраск
Е.И.Моторный, В.Ю.Юрьев
ГКНПЦ им.М.В.Хруничева
121309, Москва, Новозаводская ул., 18
тел 142-59-21, факс: 956-24-41

В докладе излагаются предпосылки создания перспективных РН легкого класса из состава унифицированного семейства РН "Ангара", разрабатываемых в настоящее время ГКНПЦ им. М.В.Хруничева. Описываются варианты РН и перспективы их применения. Приведены проектные характеристики РН и рассмотрены вопросы использования существующей производственной базы, технического и стартового комплексов. Рассмотрена модификация РН с многоразовым ускорителем первой ступени.

А.Киселев

Advanced high class launch vehicles

A.I. Kiselev, A.A. Medvedev, V.K. Karrask, E.I. Motorny, V.Y. Yuryev
Khrunichev GKNPTs
121309, 18 Novozavodskaya st., Moscow
Phone ; Fax

This report includes prerequisite for creation of light class advanced launch vehicles using unified family of "Angara" LVs, which are designed now in M.V. Khrunichev GKNPTs. Some LV variants and prospects of their future use are described. The project LVs characteristics are set forth. Problems of use of the existing production base, mounting and launch sites are considered.

The LV modification using reusable booster for the first stage is considered too.

A.Kiselev

Концепция микроспутника "Компас", запускаемого с подводной лодки для изучения предвестников земных катастроф

В.Н. Ораевский, А.В. Алексеев, В.С. Докукин, Ю.Я. Ружин
ИЗМИРАН
142092, г. Троицк Московской обл. Россия

И.И. Величко, Ю. Никулин, А. Слета, Г. Сытый
ГРЦ им. В.П. Макеева
г. Миасс, Россия

Система малых спутников может быть особенно полезна в деле обнаружения глобальных и региональных сетей геологических разломов при планировании поиска источников минеральных ресурсов и прогнозировании разрушительных землетрясений.

Известно, что глубокие тектонические разломы являются зонами концентрации напряжений, канализации потоков жидкостей, газов, изменения намагниченности и электропроводимости пород, появления высоких электрических потенциалов и т.д. тектонические разломы связываются также с геодинамическими структурами, образующими зоны повышенной чувствительности или зоны опасных природных явлений.

Следует отметить, что еще в 1979 г. спутником "Интеркосмос-19" было зафиксировано резкое повышение интенсивности излучения низкочастотного электромагнитного шума над зоной землетрясения, находившегося в стадии развития или реализации. Результаты совместной обработки данных по низкочастотному излучению, корпускулярным потокам, а также температуре и плотности плазмы позволила нам обнаружить дотоле неизвестный эффект генерирования низкочастотных шумов в пространстве над глубокими разломами земной коры.

Метод, описанный выше, является важным дополнением к использовавшимся ранее. При комбинировании с другими методами он позволяет решить следующие проблемы:

изучение разломов как проводников тепловых и жидкостных эндогенных потоков;

обнаружение и исследование разломов, ответственных за распределение залежей нефти и газа;

исследование тектонической активности разломов и обнаружение предвестников землетрясений.

Реализация метода должна базироваться на исследовании электромагнитных полей различной интенсивности и частоты, а также тепловых полей с помощью сложной системы обработки информации. Кроме того, могут быть использованы существующие многочисленные данные по наблюдениям земной поверхности с помощью телевизионных и фотографических систем. Разрабатываемый сейчас в России метод ионосферной томографии также может быть перспективным для решения этих задач.

С целью снижения стоимости ДЗЗ из космоса предлагается разместить комплект научного оборудования на малых спутниках. Для изучения пространственно-временной структуры геодинамических процессов необходимо разместить в околоземном пространстве большое число измерительных систем различного назначения для долговременных измерений, т.е. запустить большое число малых, срециализированных спутников, оснащенных комплектом стандартного измерительного оборудования для приема информации об электромагнитном излучении в различных диапазонах частот.

В настоящее время мы разрабатываем новый базовый КА "Компас-Штиль", адаптированный для решения широкого круга задач по разломам.

Первый микроспутник КОМПАС планируется запустить на орбиту в 2000 г. с подводной лодки 67 БДРМ на борту баллистической ракеты РСМ-54.

Этот микроспутник (МС) разрабатывается ГРЦ им. В.П. Макеева и ИЗМИРАН при поддержке Российского космического агентства, Министерства обороны, Российской академии наук и Министерства науки.

МС КОМПАС весом около 70 кг находится в стадии разработки. планируется вывести его на круговую орбиту высотой 400 км и наклонением 79°.

Основные задачи проекта КОМПАС таковы:

разработка методов отслеживания и прогнозирования катаклизмов на базе координированного наблюдения на земле и из космоса за явлениями-предшественниками землетрясений;

разработка методов мониторинга антропогенных катастроф;

изучение электродинамических связей атмосферы, ионосферы и магнитосферы;

разработка технологии микроспутников;

летные испытания измерителей характеристик плазмы.

Комплект научного оборудования КОМПАСа включает:

спектроанализатор волн очень низких/низких частот;

радиочастотный спектроанализатор;

3-осный магнитометр;

радиотомографические приемники;

приемники СВЧ;

анализатор энергии частиц;

измеритель/генератор плазмы.

КА КОМПАС имеет 4 панели солнечных батарей, комплект антенн и консоль с датчиками. До отделения от носителя КА заключен в специально разработанной капсуле для защиты от высоких температур и струи ракетного двигателя.

КА выглядит как четырехгранная усеченная пирамида с заборником на данной плоскости. Все оборудование заключено внутри. КА гравитационно стабилизирован вдоль продольной оси с точностью около 5 градусов. Положение МС будет рассчитываться по данным от 3-осного магнитометра и солнечных датчиков с точностью около

одного градуса.

Система энергоснабжения включает никель-кадмиевую батарею емкостью 4 А-ч. и солнечные батареи площадью 1 $м^2$ и генерирует мощность 50 Ватт при напряжении 27 Вольт.

Все системы и приборы микроспутника контролируются центральным микропроцессором, который обеспечивает выполнение рабочей циклограммы, сбор данных, обработку бортовой информации и телеметрию, а также взаимодействие командных линий.

Наземные пункты телеметрии и оборудование управления находятся в Троицке (ИЗМИРАН).

В. Ораевский

The General Conception of the Microsatellite COMPAS to Be Launched from Submarine to Study of the Earthquakes Forerunners

V.N. Oraewsky, A.V. Alekseev, V.S. Dokukin, Yu.Ya. Ruzhin
Institute of Terrestrial Magnetism, Ionosphere and Radio Wave Propagation
RUSSIAN ACADEMY OF SCIENCES (IZMIRAN)
Troitsk, Moscow Region, 142092, Russia

I.I. Velichko, Yu. Nikulin, A. Sleta, G. Sytyi
State Rocket Center named after Makeev, Miass, Russia

The system of the small satellites can be especially important for revealing and research of global and regional net of geological faults in an effort to plan searches of mineral resources and to forecast destructive earthquakes.

The deep tectonic faults are known to be zones of concentration of stresses, canalization of fluids, aerosols and gases, change of magnetization and electro-conductivity of rocks, appearance of high electrical potentials and so on. Also the tectonic faults are associated with the geodynamical structures which form the zones of elevated seismicity or zones of dangerous natural hazards.

Note, as early as 1979 the abrupt increase of intensity of the low frequency electromagnetic noise emissions was detected by satellite "Intercosmos-19" over a zone of earthquake being in stage of preparation or realization. The results of joint processing of the data of low-frequency emission, corpuscular flows as well as temperature and density of plasma permitted us to reveal the previously effect of the generation of low frequency noises in space over the deep faults of the earth crust.

The method described above is the important addition to those being in use. By combining with another methods it allows solving the next problems:

studying the faults as conductors of heat and fluid endogenous flows,

revealing and studying the faults which are responsible for the distribution of oil and gas deposits,

studying the tectonic activity of the faults and detecting the earthquake forerunners.

The realization of the method should be based upon investigation of the electromagnetic fields of different intensity and frequency as well as the heat fields with the use of complex system of information processing. Besides, the existing extensive data on earth surface survey provided with television and photographic systems are going to be used. The developing now in Russia method of ionosphere tomography also is very perspective for that.

To reduce the cost of remote monitoring of the Earth from space it is offered to place complete sets of the scientific equipment on the small satellites. To study spatial - temporary structure of geodynamic processes it is necessary to place at near-earth space large number of measuring systems of various assignment for long time measurements, i.e. launch of large number of small, specialised satellites equipped with a set of the standard measuring equipment for reception of the information on electromagnetic radiation in

various frequency ranges.

Now, we are developing a new basic small spacecraft "Compas - Shtill" adapted for solving large area of the problems of faults.

The first microsatellites COMPAS is planned to launch to the obit on 2000 year from submarine 667 BDRM by sea ballistic rocket RSM-54.

The microsatellite (MS) is designing by State rocket Center named after Makeev and IZMIRAN and supported by Russian Space Agency, Ministry of Defence, Russian Academy of Science and Science Ministry.

The MS COMPAS, weighting about 70 kg, now is under designing. It is planned to place it on circular orbit with height 400 km and inclination 79°.

The main tasks of the project COMPAS are:

development of the methods of monitoring and forecasting of natural disasters on the base of coordinated monitoring at the earth and from space the pre-earthquake phenomena;

development of the methods of monitoring of man made catastrophes;

study of electrodynamical cuppling of the atmosphere, ionosphere and magnetosphere;

development of the technology of the microsatellites;

flight test of plasma traster.

The set of scientific instruments of the COMPAS includes:

very low/low frequency wave spectr-analyzer;

radio frequency wave spectr-analyzer;

3 axis magnetometer;

radiotomography receivers;

UHF receivers;

energetic particle analyzer;

plasma traster/generator.

The COMPAS spacecraft is one unite with 4 opening wings of solar panels, set of antennas and booms with the sensors. Before the spacecraft separation from the launcher it is carried inside specially designed capsule to protect it from the high temperature and exhaust of rocket engine. The spacecraft looks like four plane cutted pyramid, with the traster on the bottom plane. All the equipment is placed inside on the walls. The spacecraft is gravitationly stabilized along longitudinal axe with the accuracy about 5 degrees. The attitude of MS will be calculated on the data base of 3-axis magnetometer and solar sensors with the accuracy about one degree.

The system of power supplement includes 4Ah Ni-Cd battery 1 m^2 of solar panels and provides up to 50 Watts and 27 Volts.

All systems and instruments of the microsatellite are controlled by central microproceesor, which provide the operation cyclorama, data collection, onboard data processing and telemetry and command lines interfaces.

Ground based telemetry and control equipment are placed at Troitsk (IZMIRAN).

V. Oraevsky

Малые космические аппараты с плазменными двигателями для научных исследований и для решения прикладных задач.

В.М. Балебанов, А.В.Захаров
ИКИ РАН, г.Москва
Р.З.Сагдеев
Мерилендский университет, США
Е.П.Долгополов, К.М.Пичхадзе
НПО им. Лавочкина, г.Химки М.О.
Г.А.Ефремов, П.Я.Носатенко
НПО МАШ, г.Реутов М.О.
А.А.Медведев, В.Д.Хатулев
ГКНПЦ им. Хруничева, г.Москва

Исследуются возможности использования малых, массой порядка сотен килограмм, космических аппаратов для решения научных и прикладных задач.

Для формирования необходимых орбит этих КА применяются ЭРД малой (порядка 10 г.) тяги, но большого ресурса (до 10.000 часов) - так называемые стационарные плазменные двигатели (СПД).

Приведены результаты баллистических расчетов, различных научных миссий:

- полет к Луне, Венере, Марсу;
- изучение спутников Марса;
- вывод в точку Лагранжа для изучения солнечной активности;
- полет к астероидам;
- исследование радиационных поясов Земли.

Рассмотрены возможности таких аппаратов для создания космической системы наблюдения Земли.

Предложены новые, более эффективные и дешевые способы создания и выведения малых телекоммуникационных КА на геостационарную орбиту.

В.Балебанов

Микро- и малые спутники SSTL

Мартин Свитинг, Джеймс Керавала
SSTL, Surrey
Guildford, Surrey GU2 5XH, UK
Tel: (44) 1483 25928, Fax: (44) 1483 259503

Изменение мировой политики и военных приоритетов привнесло значительное давление на финансовый бюджеты космических агентств. Бюджетные ограничения наряду с разработками в микроэлектронике катализировали использование малых спутников как "более быстрое, лучшее и дешевое" средство реализации космических задач – в дополнение к традиционным большим спутниковым системам. Однако, доступные малые спутники требуют совершенно другого подхода к уже принятым методам космической техники. С 1979 года Университет в Саррее (Великобритания) начал работу в области экономичной спутниковой техники и разработал целую серию чрезвычайно сложных и тем не менее недорогих "микроспутников", созданных за $3 млн. Четырнадцать таких микроспутников были запущены Сарреем на низкую околоземную орбиту с широким диапазоном полезных нагрузок как военных, так и гражданских: космическая связь, дистанционное зондирование и демонстрации технологий на орбите. Шесть программ микроспутников также обеспечили средства для высоко профессиональной передачи спутниковой технологии и обучающих программ между Сарреем и новыми космическими странами такими как Корея, Португалия, Пакистан, Южная Африка, Чили, Сингапур, Малайзия и Таиланд – приведя к запуску их первых национальных спутников (например, KITSAT-1 и 2, PoSAT-1, BADR-1, TMSAT и FASat-Bravo), обеспечивая быстрое реагирование, низкий риск и доступный доступ в космос. Космический Центр в Саррее предлагает уникальное сочетание, объединяющее академические исследования и аспирантское обучение с коммерческой разработкой и созданием спутников через стержневую компанию Саррей Сэтелайт Текнолоджи Лтд. В настоящее время в Саррее создается новый миниспутник (UoSAT-12) весом 350 кг, который будет запущен в апреле 1999 года и на борту которого находится более совершенные полезные нагрузки. Спутник создается на базе той же философии экономичной спутниковой техники, и он обеспечит основу для первой недорогой межпланетной миссии на Луну в 2001 году.

Microsatellites & Minisatellites for Affordable Access to Space

Martin Sweeting, James Kerovala
SSTL, Surrey
Guildford, Surrey GU2 5XH, UK
Tel: (44) 1483 25928, Fax: (44) 1483 259503

Changing world politics and military emphasis has brought considerable pressure on space agency financial budgets. Budgetary pressure, coupled with developments in micro-electronics, has catalysed the use smaller satellites as a 'faster, cheaper, better' means of realising space missions - complementary to conventional large satellite systems. Affordable small satellites, however, require a very different approach to established space engineering techniques. Since 1979, the University of Surrey (UK) has pioneered cost-effective satellite engineering techniques for small satellites, and has developed a series of highly sophisticated, yet inexpensive, 'microsatellites' - but for around US$3M each. Fourteen such microsatellites have been launched by Surrey into low Earth orbit carrying a wide range of satellite communications, space science, remote sensing and in-orbit technology demonstration payloads - both civil and military. Six microsatellite missions have also provided the focus and means for a highly successful satellite technology transfer and training programme between Surrey and emerging space nations such as Korea, Portugal, Pakistan, South Africa, Chile, Singapore, Malaysia and Thailand - leading to the launch of their first national satellites (eg. KITSAT-1&2, PoSAT-1, BADR-1, TMSAT & FASat-B) - providing rapid response, low risk and affordable access to space. The Surrey Space Centre offers a unique environment, combining both academic research and postgraduate teaching with commercial development & manufacturing of satellites through its spin-off company. Surrey Satellite Technology Ltd. A new 350kg minisatellite (UoSAT-12) is being built at Surrey for launch in April 1999 which carries more demanding payloads within the same cost-effective satellite engineering philosophy and will provide the basis for Surrey's first low-cost interplanetary mission to the Moon for launch in 2001.

Российско-американские спутники наблюдения (РАМОС)

Brent Bartschi, Glen Wada
Space Dynamics Laboratory
1695 N. Research Park Way, North Logan, UT 84341
A.T. Stair, I.W. Carpenter, Orr Shepherd
Visidyne Inc.
10 Corporate Place, S. Bedford St. Burlington, MA. 01803
John Watson
Aerospace Corporation
2350 El Segundo Blvd., El Segundo, CA 90245

Эксперимент на основе российско-американских спутников наблюдения (РАМОС) - это совместная российско-американская программа космических исследований на базе двух КА для одновременного снятия стерео-оптических изображений для использования в области наблюдений и мониторинга состояния экологии.

РАМОС будет состоять из группировки двух спутников и наземной станции управления. Оба спутника будут оснащены приборами для получения изображений в видимом и инфракрасном спектрах. Они будут летать по орбите с наклонением 63-65° и высотой 525 км. Американский спутник будет включать три подсистемы: мультиспектральный радиометр, сканер в видимой области спектра и камеру CCD в видимой области. Спутники будут оснащены необходимой радиоприемной и передающей аппаратурой и управляться из Логана, шт. Юта и из Москвы.

. Russian American Observation Satellites (RAMOS)

Brent Bartschi, Glen Wada
Space Dynamics Laboratory
1695 N. Research Park Way, North Logan, UT 84341
A.T. Stair, I.W. Carpenter, Orr Shepherd
Visidyne Inc.
10 Corporate Place, S. Bedford St. Burlington, MA. 01803
John Watson
Aerospace Corporation
2350 El Segundo Blvd., El Segundo, CA 90245

The Russian American Observation Satellites (RAMOS) experiment is a joint Russian-American space research program using two satellites for simultaneous stereo-optical imaging to adress common concerns in the areas of surveillance and environmental monitoring.

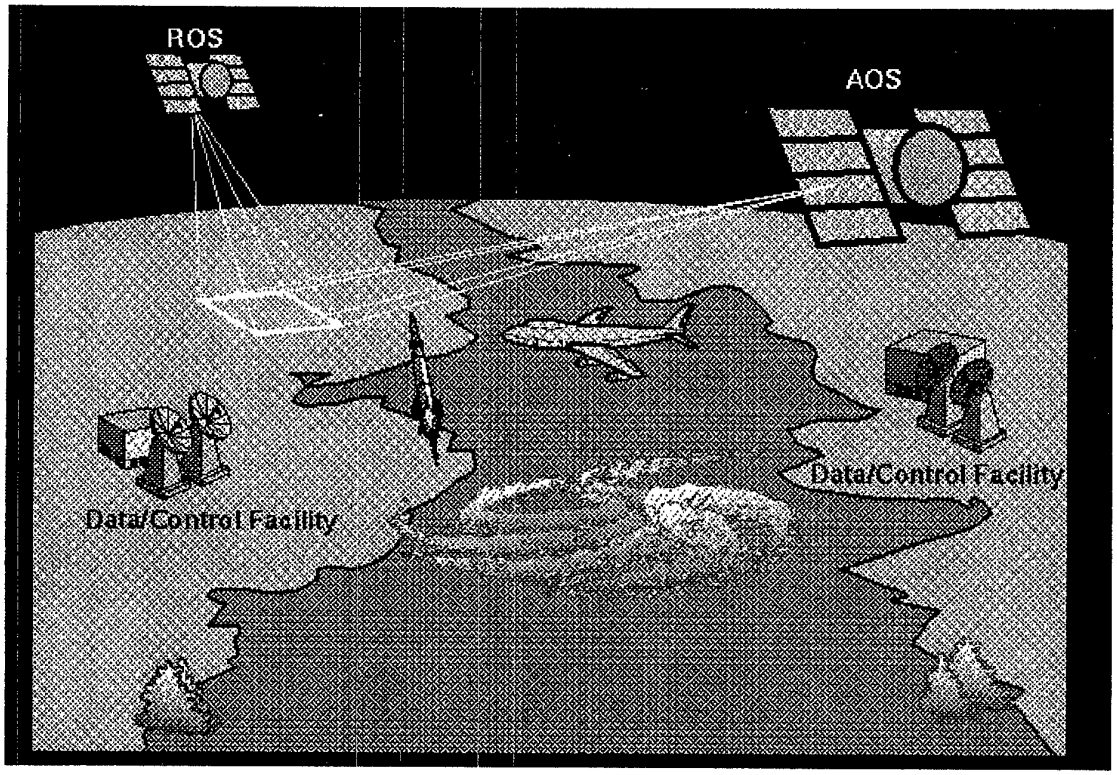
RAMOS will consist of a two-satellite constellation and associated ground support station operated by the respective countries. The American Observation Satellite (AOS) will carry imaging instrumentation operating in both the visible and infrared regions. The Russian Observation Satellite (ROS), will carry similar Russian sensors. Both satellites will be launched into a high-inclination (63-65 degree)circular orbit at an altitude of approximately 525 km. One satellite will have station-keeping capabilities to maintain a desired and variable separation.

The AOS will consist of a Commercial-Off-The-Shelf (COTS) spacecraft bus and three sensor subsystems: a multi-spectral radiomerer, visible push-broom scanner and a visible CCD camera. The bus will provide the functions of command and data handling, telemetry, data storage, state of health, and power. The attitude control system will include a global positioning receiver, star trackers and an inertial reference unit.

Mission Operation Centers at Logan, Utah and Moscow, Russia will provide planning, scheduling, commend packet development, command transmission, verification of execution, State-of-Health (SoH) monitoring and down-link data collection. The operations centers will report to and implement feedback from the Joint Science Team.

Russian American Observation Satellites (RAMOS)

Brent Bartschi, David Burt, Glen Wada, Space Dynamics Laboratory
1695 N. Research Park Way, North Logan, UT 84341
A.T. Stair, J.W. Carpenter, Orr Shepherd, Visidyne Inc.
10 Corporate Place, S. Bedford St. Burlington, MA. 01803
John Watson, Aerospace Corporation
2350 El Segundo Blvd., El Segundo, CA 90245



Presented at the
1st Annual International Small Satellite Conference and Exhibition
Korolyov, Moscow Region
16-20, November 1998

ABSTRACT

The **R**ussian **Am**erican **O**bservation **S**atellites (RAMOS) experiment is a joint Russian-American space research program using two satellites for simultaneous stereo-optical imaging to address common concerns in the areas of environmental monitoring and defense.

RAMOS will consist of a two-satellite constellation and associated ground support stations operated by the respective countries. The American Observational Satellite (AOS) will carry imaging instrumentation operating in both the visible and infrared regions. The Russian Observational Satellite (ROS) will carry analogous Russian sensors. Both satellites will be launched into a high-inclination circular orbit at an altitude of approximately 525 km. One satellite will have station-keeping capabilities to maintain a desired and variable separation.

The AOS will consist of a Commercial-Off-The-Shelf (COTS) spacecraft bus and three sensor subsystems: a multi-spectral IR radiometer, visible push-broom scanner and a visible CCD camera. The bus will provide the functions of command and data handling, telemetry, data storage, state of health, and power. The attitude control system will include a global positioning receiver, star trackers and an inertial reference unit.

Mission Operations Centers at Logan, Utah and Moscow, Russia will provide planning, scheduling, command packet development, command transmission, verification of execution, State-of-Health monitoring and down-link data collection. The operations centers will report to and implement feedback from the Joint Science Team.

INTRODUCTION

RAMOS is a research program with multiple scientific objectives included in the dual missions of environmental monitoring and data gathering for defense purposes. All the science objectives are of a research nature in that they are novel and likely to succeed, but the specific results and degree of success cannot be predicted. The fundamental environmental objective is to conduct multi-spectral stereoscopic observations of dynamic phenomena to assess the potential usefulness of three-dimensional images of dynamic environmental processes such as storms and natural or induced catastrophes, for solving diagnostic and prediction problems. The fundamental defense objective is to obtain multi-spectral, stereo-optical data on Earth backgrounds for model calibration and for subsequent support of future space-based sensors designed to detect moving objects and determine their parameters. Design guidelines for achieving both fundamental objectives will include optimizing the systems for minimum size, weight, power, cost and risk.

ENVIRONMENTAL--- RAMOS will demonstrate the feasibility of using defense-related assets for environmental monitoring. It will demonstrate the value to meteorological forecasters and modelers of real-time, high-resolution data in a stereo-optical or three-dimensional presentation. This capability will enable investigators to measure the altitude of cloud tops with a 10-fold improvement in accuracy over current methods. Cloud fragment velocities, freezing point altitudes and other similar measurements will greatly enhance forecasters' ability to predict strength, speed and surface track of severe storm systems, and will minimize the need for costly and dangerous aircraft over-flights. The benefits that can arise from these data--a better understanding of hurricane evolution and wind strength prediction, for instance--are incalculable. A potential payoff is the ability to predict, worldwide, areas of potential hurricane damage with sufficient accuracy and timeliness to enable orderly evacuations and save lives. The ability to measure cloud elevations and velocities will also make possible early warning of potentially dangerous effluent clouds, both man-made (e.g., industrial) or natural (e.g., volcanic). The technology will greatly improve the ability to detect and track oil spills, to monitor environmentally-critical ocean, lake, crop and forest areas for signs of degradation, and to detect, track and map airborne contaminants. Specific, environmentally-directed science objectives of the RAMOS program include the following:

Climatological/Meteorological Data: Three-dimensional processing with a vertical resolution of 100 meters will improve current approaches of inferring cloud heights. Current methods, which use LWIR radiometric data coupled with temperature/altitude soundings yield, at best, accuracy to within 1 or 2 km. Combined with on-board spectro-photometric measurements of cloud-top temperatures (± 1 K), the RAMOS cloud-height measurements may accurately determine the intensities of tropical cyclones without the need for in-situ measurements from aircraft. Furthermore, direct measurements of both heights and horizontal velocities of cloud fragments will provide better information on the atmospheric wind field as a function of altitude; this information can be applied directly to numerical weather prediction. In combination with the on-board polarimetric capability, cloud-height measurements can determine the altitude at which cloud tops become glaciated. A compilation of these data will provide statistical information relevant to global climate modeling.

Parametric Effects: RAMOS will study the effects on space stereo imaging of varying the distance between the sensors in the orbit plane and the angle outside of the orbit plane. It will also study and evaluate the requirements for "real-time" (simultaneous) observations as opposed to stereo data obtained by viewing the scene later in time by the same satellite at a different point in its orbit. This will address the questions of time-varying geophysical phenomena driven by winds, atmospheric waves, etc.

Geophysical Events: The program will demonstrate the value of stereo-optical observation of unexpected ecological phenomena by viewing man-made environmental events, military

conflicts, and geophysical events such as hurricanes, tornadoes and volcanoes. Stereo-optical observations also provide the opportunity to probe at high resolution the three-dimensional structure of the temporally and spatially-variable ozone layer to obtain additional insight into its underlying mechanisms.

Multispectral Measurements: RAMOS will obtain multispectral infrared measurements of various environmentally-sensitive areas such as crops, forests, flood plains, oil spills, etc. to help develop multispectral algorithms for large-area, distributed space-based sensors planned for the future.

DEFENSE--- RAMOS will address three defense objectives with the potential to strengthen the safety of the countries participating in the RAMOS program as well as the entire international community. These objectives are also novel, but in view of the scientific and technological capabilities of both countries, but again, are likely to succeed.

Background measurements: RAMOS will obtain experimental measurement information (time and space discrete) on the background conditions of the Earth's surface with sufficient spatial, spectral, temporal and geometrical resolution. The limiting factors in observing low-contrast targets (*e.g.* airplanes and sounding rockets) are the prevalence and stochastic nature of severe backgrounds, and their temporal variability as well as the infrared clutter arising from variations in temperature, emissivity and pixel-to-pixel variation in the Earth scene. Statistical characteristics of clutter are essentially assessed on the basis of models, thus requiring that experimental calibration data be acquired. The experiment will place particular emphasis on acquiring data in situations where the background structure is the limiting source of false signals.

Stereoscopic Imaging: Operating together, sensors on the AOS and ROS will demonstrate the effectiveness of simultaneous stereoscopic sensing at visible and infrared wavelengths. Data from such observations are valuable as a means of validating and determining the position and velocity of objects in three dimensions.

Clutter Mitigation: Using ground-based computers, ROS and AOS experimenters, each independently, will use data acquired under the first two objectives to assess the performance of various algorithms. Three specific goals under this objective are: evaluating the performance of specific algorithms in detecting synthetic targets added to severe clutter data obtained, assessing the effectiveness of a technique for calibrating large-array infrared detectors and assessing the effectiveness of clutter mitigation algorithms.

RAMOS IMPLEMENTATION

RAMOS is planned to consist of two satellites and their associated ground support equipment. It will also include a primary ground station in each country and the option of incorporating an international commercial ground station network. One satellite, the American Observational Satellite (AOS), will carry an IR imaging radiometer with a co-aligned visible camera and visible push-broom scanner. The second, the Russian Observational Satellite (ROS), will carry analogous Russian sensors. Each satellite may also have additional instrumentation, which may or may not be analogous to that found on the other satellite; however, data will be shared.

Both satellites will be launched into a high-inclination circular orbit at an altitude of approximately 525 km, from either a Russian or U.S. launch site. ROS will have station-keeping capabilities to maintain or vary a desired separation as the optimum viewing angles are explored.

Scanning Mode: In the scanning mode, optical sensors on the two satellites will record data in the same scene as they look at the earth. As the satellites progress in their orbit, their view of the earth will move along the ground track; the sensors, in other words, remain fixed with respect to the satellites and scan a continuously changing scene on the earth's surface. This scene, nominally, will be a point on the ground midway between the two satellites' nadirs, but the pointing capabilities of the satellites and the sensors make it possible to view scenes anywhere in or to either side of their orbit plane ground track.

Staring Mode: In the staring mode, both satellites will record data in the same scene, but as they progress in their orbit, the sensors will change their look angles so that the same fixed scene on the earth will remain in the sensors' view for some length of time. For example, the satellites' fields of view might coincide at a point approximately 80 km ahead of the point midway between the satellites' respective nadirs. Both satellites collect data while maintaining that scene in their sensors' fields-of-view for 20 seconds (or until the point is approximately 80 km behind the point midway between the spacecrafts respective nadirs). The field of view mirrors then slew forward to a new position and again take 20 seconds of data. This mode can continue until either the data handling capabilities are exceeded or a new sequence is started. Similar mutual, simultaneous measurements will be made of scenes on either side of the orbit plane up to the hard earth horizon. The up-link commanding capability will enable investigators on the ground to change the flight mission and direct the sensors to stare at targets of opportunity.

Tracking mode: In the tracking mode, sensors on both satellites will view the same scene and will simultaneously follow a programmed track simulating the known track of the object under observation. An on-board data processor may be required for sounding rockets with expected large dispersion in their trajectories to accomplish predictive pointing. This programmed track may be in, out of or through the satellites' orbit plane. Reconstruction of the rockets' track will be accomplished on the ground through post-processing of the data.

The sensors on both satellites, under the control of on-board computers and up-linked commands, will point at a given place on the earth or in the atmosphere and will simultaneously record radiometric data in both visible and IR wavelengths. On-board memory will store the measurement data for telemetry to the respective ground station at the first available downlink opportunity. Data sets from the telemetry stations will be transferred via ethernet connections (high-speed links in the case of auxiliary stations) to be recorded on tape or disk and sent to the data processing centers at the Space Dynamics Laboratory and to its counterpart data processing center in Russia. These data centers will process and condition the data and distribute them to user scientists for additional processing and analysis to yield stereo-optical images of the measured targets.

SENSOR SYSTEMS

Both AOS and ROS will carry an imaging radiometer operating in several pass-bands between 1.2 and 7.5 μm, and a wide field-of-view (FOV) linear-array imager known as a "push-broom" scanner, or its equivalent along with a visible CCD camera.

The AOS imaging radiometer will have a field-of-view of ~1°. It will have the ability to scan forward, back and laterally on either side of the satellite's ground track. Its detector arrays will likely be equipped with cryogenic coolers to achieve the sensitivity required for the proposed measurements. The radiometer will be unique, in that it can simultaneously acquire high-resolution image data in both the MWIR and M/LWIR bands, thus permitting accurate comparison between the two bands with regard to clutter rejection.

The push-broom scanner is a linear array line scanner that uses satellite motion (including satellite pointing) for scanning. This linear array of visible-light detectors will provide a field-of-view ~32° wide with respect to the satellite's ground track, but only one pixel deep in the direction of that track. Its field-of-view will thus sweep along the ground track (like a push broom) with the satellite's orbital progress. The center of this linear array is also the center of the imaging radiometer's lateral field of regard. Consequently, the push-broom scanner will provide a ground reference for whatever targets the radiometer is imaging. The

possibility exists for filtering certain parts of the array to allow false-color images, polarization measurements, etc. This visible imager also has limited in-track pointing capability, enabling it to acquire data for pseudo-stereo images.

The visible CCD camera mentioned above will have a 3-degree field-of-view, and will be co-aligned with the radiometer. Figure 1 shows a conceptual block diagram for the AOS.

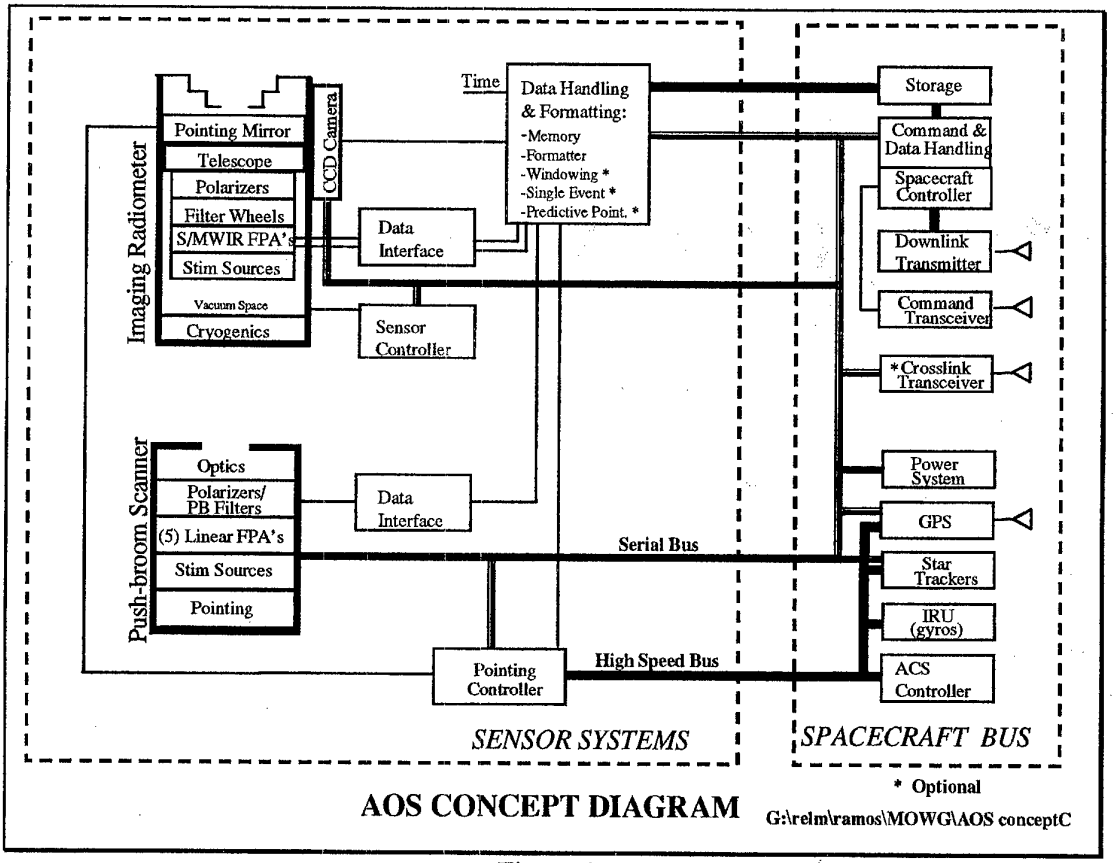


Figure 1

SPACECRAFT SYSTEMS

A spacecraft bus that will host the proposed AOS sensors is readily obtainable as a modification to the design heritage from several (COTS) product manufacturers. This type of a bus can meet the requirements for data storage, down-link transmitter, housekeeping/monitoring, spacecraft controller, command receiver, power system, global positioning receiver, star trackers, inertial reference unit, and attitude control system. A likely option is to use a derivative of the Spectrum Astro product that was created for the BMDO/NASA

MSTI and Deep Space 1 Programs. This type of bus can be stabilized in three axes, and will have the capability to slew off-nadir in two axes.

A low data rate, standard COTS or third-country-provided telemetry cross-link will be investigated and implemented, to allow timely command up-link of information to be shared between satellites for short duration or dynamic measurement scenarios.

The solar panels when extended are ~3.3m but fold to make the width of the bus approximately 1.1m. The weight is ~ 430 kg. The peak power consumption during imaging is ~767 W, ~572 during a downlink, and ~502 in the cruise mode. A conceptual graphic provided by Spectrum Astro is shown in Figure 2.

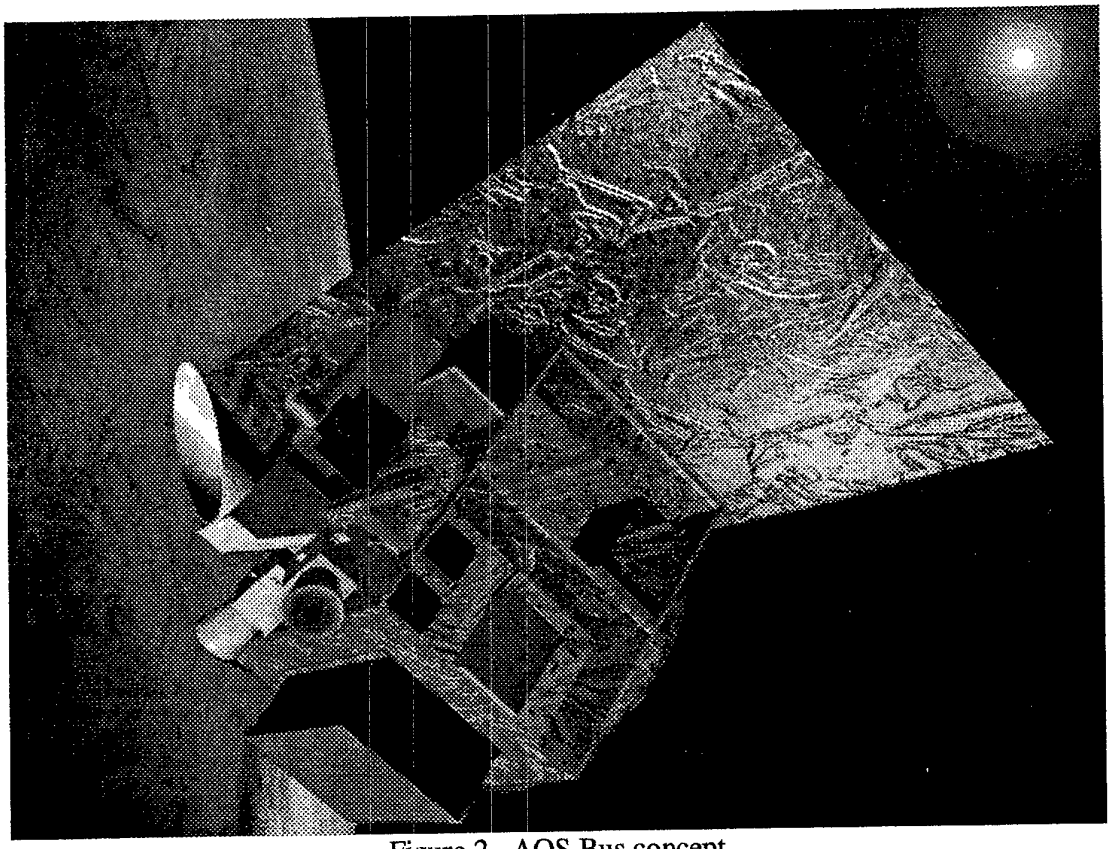


Figure 2. AOS Bus concept

LAUNCH SYSTEMS

The launch vehicle and its associated launch site are still under consideration. There are several options that will allow placement of both AOS and ROS into a high (approximately 63-65 degree) inclination orbit. The use of a ROKOT would allow both payloads to be launched on the same vehicle in a cost effective manner.

MISSION OPERATIONS SYSTEM

The RAMOS Mission Operations System (MOS) is defined as the network of control centers, ground stations, and science teams that will work collectively to plan, conduct and evaluate mission operations for the RAMOS program.

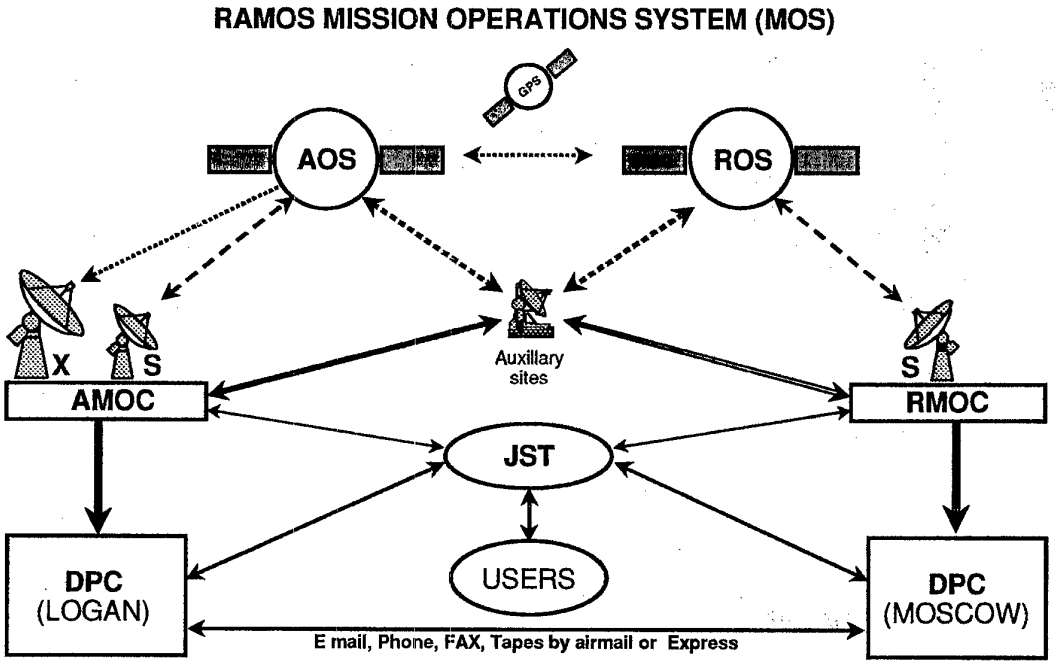


Figure 3. RAMOS Mission Operations System

Mission Operations Centers (MOC's) at Logan, Utah and Moscow, Russia will provide planning, scheduling, command packet development, command transmission, verification of

execution, State-of-Health (SoH) monitoring and down-link data collection. The operations centers will report to and implement feedback from the Joint Science Team chairperson or representative. Figure 3 shows the RAMOS Mission Operations System.

There will be two primary ground stations, one for each respective satellite, which may or may not be co-located with the operations centers. In addition, it is possible that several new commercial ground stations could be incorporated to form a "network" allowing a timely flow of commands to, and status from, the AOS satellite during or near the time of the Data Collection Events (DCEs). These stations will be managed and operated from the respective operations centers. It is anticipated that the Russians will not utilize the commercial ground station networks, however, the proposed cross-link between the satellites will allow a "pass through" of commands to both space vehicles by way of the AOS or ROS operations centers. A conceptual RAMOS scenario has been entered into a Satellite Tool Kit ™ model and a graphical representation is shown in figure 4 below.

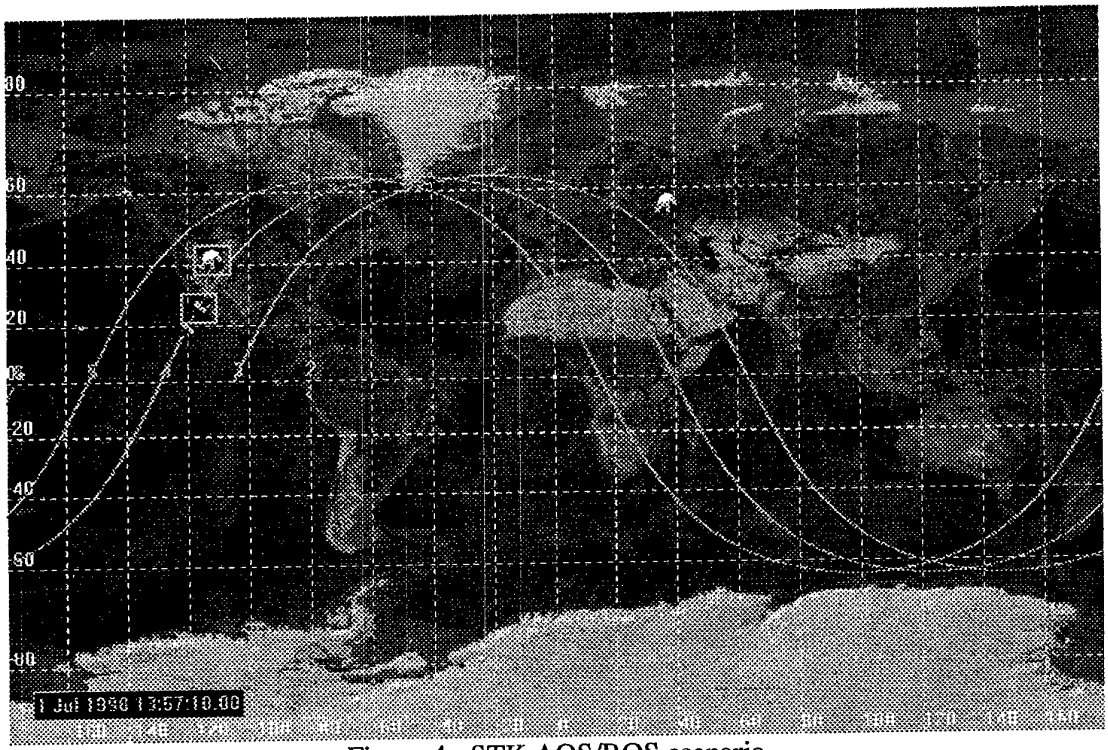


Figure 4. STK AOS/ROS scenario

Commanding by any of the aforementioned means will be authenticated (not encrypted) to direct the specific execution of a data collection event. These events may be executed by a

stored on-board macro, a pre-built module selected from a library, or a customized set of instructions created for an urgent or previously unplanned scenario by flight controllers at one of the MOCs.

AOS OPERATIONS--- for the AOS part of the RAMOS program includes developmental tests, integration, launch and subsequent operation of the spacecraft during the on-orbit phase of its lifetime. Both of the traditional functions of ground and flight operations are integrated together in an effort to "Test it the way you intend to fly it".

The American MOC (AMOC) will support all of these activities. During flight operations it will generate command messages for up-link to each spacecraft and will look at selected snapshots of the down-linked sensor science or state-of-health data to see that it looks reasonable based on the planned event.

In general, the AOS science data will be down-linked at X band data rates (~32 Mbps) to the American Mission Operations Center (AMOC) where it will be temporarily stored and made available to the Data Processing Center (DPC) for more detailed analysis and coordination with the Joint Science Team (JST). In special cases the data may be collected by ancillary stations and then transmitted electronically or sent on storage media to the AMOC. ROS science data will be transmitted to an analogous Russian Mission Operations Center (RMOC) where it will be handled in a similar manner.

The AOS spacecraft will be maintained--as required--by the Mission Operations Team (MOT), at the AMOC. This will be performed daily during the two ground-station contact clusters that occur over the AMOC. The daily shift will be scheduled to cover as many contacts as possible during a 12-hour period, outside of this period; some of the contacts may have to be accomplished autonomously. During these contacts, all state-of-health monitoring, command up-link and science data playback (down-link) should occur. On specific occasions, and as required, a full operations team will be available, otherwise a designated qualified point-of-contact person will always be "on call" by way of a pager, 24 hours/day.

Experiment plans generated by the science teams must be converted into a format that can be utilized by the existing hardware and software. These plans contain information about the sensor complement, the modes of operation, timelines and calibration requirements. They will list the experiment and sensor constraints, the required spacecraft configuration and the data handling requirements. This process is referred to as experiment engineering in other RAMOS documentation. It is the process of collating all of the current and appropriate information into a command sequence that will orchestrate all of the subsystems onboard the spacecraft to accomplish the experiment plan objective sometimes referred to as the "event specification".

Science data collections will be event driven. The spacecraft bus will acquire and broadcast, by way of a high-speed bus, orbital status (position, time, sun angle, terminator crossings, etc.) to the sensor systems processors. These processors will then be programmed to operate sensors at times corresponding to the prescribed events.

There are four distinct phases which encompass the pre-launch and on-orbit activities of the program: pre-launch, launch, early on-orbit, and operational. These phases are defined as:

Pre-launch: The development phase begins with the definition of program requirements, design and development of the MOS and the testing thereof. Also included here is the preparation of databases, procedures, timelines, operating rules, etc. to eventually operate the spacecraft on-orbit. During this time, the MOT is identified, acquired and trained. This training is primarily accomplished by involving the mission operations principals in the hardware development, integration and test during sensor development leading up to launch. Conducting readiness simulations and operational demonstrations of the readiness of the MOS to support on-orbit operations completes this mission phase.

Launch: This phase begins when the spacecraft leaves the U.S. for integration with the launch vehicle. It includes loading all initial on-orbit command sequences, including the spacecraft separation from the launch vehicle. A pre-planned sequence of events necessary to initialize the spacecraft after separation is loaded, including attitude stabilization and solar panel deployment. Launch base Integration and Test (I&T) is accomplished by utilizing a duplicate set of Ground Support Equipment (GSE) that is ready and operational at the MOCs. The duration of this phase is estimated to be approximately two months and includes all of the logistics involved in transportation, facilities and test operations.

Early on-orbit operations: This phase begins with the separation of the spacecraft from the launch vehicle when the spacecraft is placed into its orbit. It includes all the necessary operations required to turn on and evaluate the performance of all spacecraft bus subsystems and sensors. Following successful turn-on, any necessary calibrations are performed to prepare the sensor and/or ground-based data system for the operational phase. This mission phase is expected to extend for a period of about one month.

Operational: This phase begins when the entire spacecraft has been declared operational by the customer/sponsor. During this period of time experiments, as identified by the objectives of the mission, are performed and data are recovered, processed and analyzed. This phase will conclude when all mission objectives have been met, the spacecraft becomes inoperative, or the program runs out of funding. The ground support equipment used for integration and test at the launch base will be returned to the MOC and installed as backup equipment. On-orbit operations are planned for a period of two years but are designed for an *indefinite* period.

JOINT AOS/ROS OPERATIONS---Most of the measurement events will be of mutual interest to both countries and therefore it is expected that close coordination will be required in both the planning and execution of each measurement. The mission operations managers on both sides will need a clear channel of communication with their respective science team representatives. A Joint Experiment Planning Center (JEPC) will be established to facilitate the JST activities. Many of the ground operations involving logistics, transportation and launch site integration will also involve close coordination between various agencies of the two countries.

AOS GROUND OPERATIONS

Test, evaluation, and integration of system elements all occur in the pre-launch and launch phases of the program and will be required in a variety of locations. GSE includes that required for the on-board sensor systems, bus, ground station and all associated software. These ground-based functions will involve some of the personnel who created the flight hardware and some that will operate the satellite during its lifetime. This provides timely, essential and cost effective training.

Equipment and software identical to that in the primary AOS ground station will be configured to verify spacecraft and sensor operation starting at the time of sensor integration to the bus. This support equipment will be employed at the earliest possible opportunity in the development/fabrication cycle to minimize requirements and ensure compatibility. A minimum set of plans, procedures and interface documentation will be shared among the various participants. Major integration, test and evaluation activities during this period of time include:

- Environmental tests (vibration, thermal, vacuum)
- Calibration (radiometric, pointing, state-of-health sensors etc.)
- Sensor to spacecraft integration
- Acceptance tests
- Post shipment verification tests
- Spacecraft to launcher integration
- Post integration verification tests
- Worldwide RF link verification test

DATA PROCESSING SYSTEM

There will be a RAMOS Data Processing Center (DPC) in the U.S. and in Russia capable of processing data from either satellite. Raw data will be transmitted to the DPC from the corresponding MOC. The raw sensor and satellite housekeeping data will be organized into a

format suitable for exchange or for the conversion into engineering units. Development of software for the conversion of raw data into calibrated engineering units will be performed separately by the Russian and U.S. RAMOS teams. Each team will incorporate into its software design, the knowledge of the satellite's operational characteristics gained during satellite development, integration, and calibration.

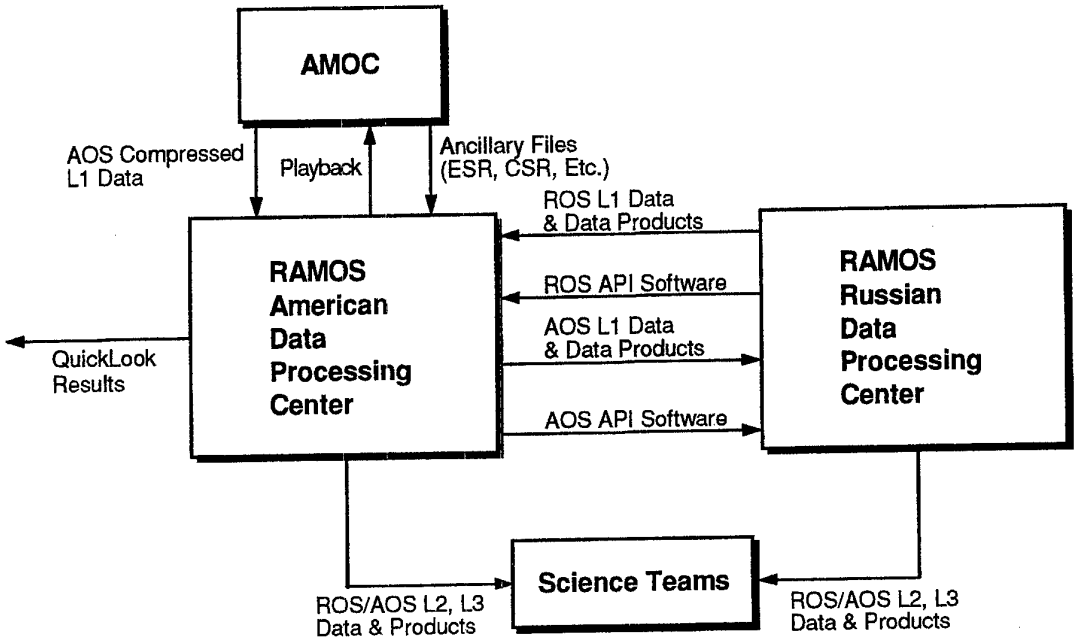


Figure 5. Data Processing Center concept

In addition to the processing of data from the three main sensor subsystems, each DPC will generate data products. Data products are files that characterize satellite performance. These include, pointing information, ephemeris information, and command sequences. Each DPC will be responsible for distributing sensor data and data products to the science teams. Between DPCs, sensor data, satellite housekeeping data, the software to convert this data into engineering units, and instrument products are shared. Instrument products are files that contain information necessary in the conversion of data to engineering units. These include calibration coefficients and data anomaly files. Each DPC will maintain a data archive of information generated. A relational database will be populated to provide visibility into the archived data.

Other DPC functions include performance estimation and validation, calibration processing, event summary quick-look, spacecraft subsystem interactions, and modeling and simulation.

The software development methodology used by each DPC will be based on each country's established practices. However, in order to facilitate the sharing of software and data, standards will be mutually adopted to provide a common framework for the exchange of software and data. Joint standards will include the following:

Data Levels: Data levels are conceptual stages of processing. Raw telemetry data or Level-0 data are processed into Levels 1, 1A, 2 and 3. The data levels for the RAMOS program are defined as follows:

Level 0 data corresponds to the telemetry stream as received from the spacecraft by the ground station(s) and recorded. This includes data dropouts and overlaps. This level contains information from all instruments embedded with spacecraft data.

Level 1 data consists of Level 0 data that have been put into computer-compatible format. Data overlap and data dropouts have been addressed.

Level 1A data have been separated by instruments and augmented with spacecraft housekeeping, attitude and trajectory data. No data conversion or application of calibration information has been applied.

Level 2 data consists of Level 1A data that have been corrected for instrument-induced effects and non-ideal sensor response characteristics. Counts are interpreted in terms of radiance or radiance intensity, depending on the instrument and source. Level 2 data are maintained in engineering units.

Level 3 data or data products are derived from Level 2 and Level 2A data in support of stereo, multi-angle and multi-spectral observations.

Data Formats: Standard headers containing experiment metadata will precede sensor data. Standardization of data formats will expedite the identification and retrieval of related observations. This will be especially strategic for stereoscopic observations.

Software Standards: To ensure software portability between the two countries, ANSI (American National Standards Institute) C or ANSI C++ will be the candidate languages.

Software Interface: Shared DPC software will be void of language (English or Russian), platform, or implementation specific restrictions. The DPCs will exchange Application Programming Interface (API) software that applies sensor calibration coefficients to the raw data of their respective satellite. The APIs will be incorporated into software specific to each DPC.

EXISTING ASSETS MEASUREMENTS

The RAMOS team has developed a set of near term experiments, prior to initiating the full RAMOS program, that will demonstrate the ability of the international RAMOS team to work together to produce useful joint results, and to demonstrate the usefulness of stereo-optical sensor data. These near-term experiments, some of them are already completed, utilizing existing satellites and aircraft, will pave the way to implementing the full RAMOS AOS/ROS concept.

TECHNICAL/ENGINEERING DATA & DOCUMENTATION

The ultimate aim of the RAMOS program is an open exchange of flight data between the Russian and American participants. To execute this program, both participants must be able to exchange programmatic and engineering data and documentation pertaining to the science objectives, flight/ground hardware/software, mission operations, and data processing systems. They must also be able to exchange spacecraft and sensor data collected during joint experiments.

SUMMARY

The RAMOS program constructively engages the space scientists and technologists from both nations in an effort that is beneficial to both. It capitalizes upon the substantial military space-related expertise within the Russian Federation that has been under-utilized since the end of the Cold War. It enhances the twin objectives of dual use as well as defense conversion. The existence of the RAMOS program demonstrates the ability of both nations to work together and build trust and common understanding in preparation for the new and evolving relationships in the 21st century.

REFERENCES

1. D. Burt, A. Savin, et al, RAMOS Requirements Document, SDL No. xxx
2. B. Bartschi, D, Ferguson, RAMOS Concept of Operations Document SDL No. xxx November 1 1997
3. A.T. Stair, J. Carpenter, O. Shepherd, D. Burt, A., Steed, J.Watson, K. Fielding, S. Goodrich, IEEE paper , 1997

Малый спутник наблюдения и мониторинга тропического региона

Химилкон Карвальо, Карлос И. Сантана и Джанио Коно
Национальный институт космических исследований - INPE
Av. dos Astronautas, 1758
S. Jose dos Campos-SP-12227-010-Brazil
Phone: (55).12.345.6607 - Fax: (55).12.341.1890

Бразильское Космическое Агентство поручило Институту космических исследований - INPE, разработать многоцелевую спутниковую платформу для выполнения на низких околоземных орбитах (LEO) задач дистанционного зондирования и геофизических исследований. Первый спутник, который использует эту платформу, является спутником ДЗЗ (SSR). Он выводится на экваториальную орбиту и имеет на борту широкозахватную (2200 км) многоспектральную камеру видимого и ИК- диапазонов для наблюдения и мониторинга лесных пожаров, обезлесения и наводнений в тропическом регионе.

Особенностями SSR, имеющего сухую массу 260 кг, являются:

повторные проходы того же региона наблюдения каждый час или полчаса,

получение изображений с пространственным разрешением 100 м,

передача изображений пользователям в близком к реальному масштабе времени.

SSR будет готов для выполнения многих новых задач, которые невозможно выполнить с использованием существующих космических систем наблюдения Земли.

Эта статья детально описывает спутник дистанционного зондирования и особенно - новшества, использованные на многоцелевой платформе.

Освещаются вопросы моделирования изображений, возможного применения космической платформы, принципиальные технические решения, а также некоторые аспекты промышленного партнерства и международной кооперации, которые были использованы при разработке спутника в Бразилии.

A Small Satellite to Observe and Monitor the Tropical Region

Himilcon Carvalho, C. E. Santana and Janio Kono
National Institute for Space Research – INPE
Av. dos Astronautas, 1758
S. José dos Campos – SP – 12227-010 – Brazil
Phone: (55).12.345.6607 - Fax: (55).12.341.1890
santana@dss.inpe.br kono@dss.inpe.br carvalho@dss.inpe.br

1. Introduction

One of the most important factors that preclude the satisfactory monitoring of tropical regions resides in the severe cloud covering conditions presented by those regions. Indeed, since most of the available satellite remote sensing systems utilize helio-synchronous (that is, near polar) orbits, in order to maintain constant Sun illumination conditions, the revisit period for a specific region range from 5 to 30 days, depending on the swath width covered by the satellite. The larger the swath width (and the lesser is the revisit time) , the lower will be the spatial resolution. Of course such a system is not adequate to monitor those cloudy regions of the Amazon, due to its low revisit rate.

The SSR remote sensing satellite, described in this paper, presents an innovative solution to these problems, providing a remote sensing satellite placed in an equatorial orbit, which increases the revisit frequency, and having a near real time data transmission scheme, where users will receive image data within two hours after the image acquisition.

2. MECB Historical Background

The MECB (Complete Brazilian Space Mission) project, was created in 1979, as the result of a long term national capability increasing program in space related sciences and technology, started in 1961.

The MECB project comprised two data collecting satellites, two remote sensing satellites, a launch vehicle and a launch base. The main mission objectives could be summarized in five items:

- To form human ressources in space technology and science;
- To built and operate facilities that enable future developments in space mission;
- To perform missions that fulfill to brazilian needs;
- To enhance industry participation in the space business;
- To achieve a high degree of excellency so as to be in measure to participate in international space programs.

These objectives were gradually achieved by the development of the satellites and the construction of the Integration and Test Laboratory (LIT), the Control Center (CRC) and the Mission Center, which provide the basic facilities to operate any future space mission.



Figure 1: Integration and Tests Laboratory and Satellite Control Center

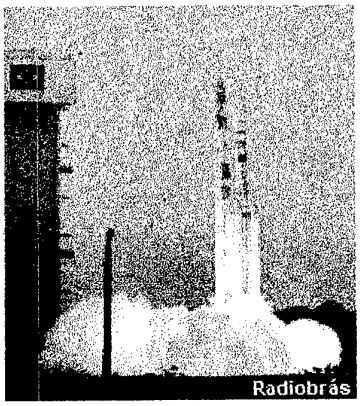


Figure2; VLS Launch

The first brazilian satellite (SCD1) was successfuly launched in 1993, having a 10% figure of brazilian industry participation. This number was increased to 20% for the SCD2A satellite (first tentative launch of the brazilian launcher vehicle VLS, see Figure 2) and SCD2 (scheduled to be launched by the end of 1998, and will increase even further (up to 50%) for the SSR1 satellite.

3. Strategic Decisions

The original mission of the MECB's Remote Sensing Satellite (SSR) was stablished as a two bands camera, with 260m resolution, in a Sun-synchronous orbit covering the Earth every four days.

With the brazilian participation in the China-Brazil Earth Resources Satellite (CBERS), the original SSR camera was destinated to that satellite, and the SSR mission reviewed.

As a result of a thorough mission analysis, the SSR mission was redesigned as an equatorial orbit mission, with a satellite devoted mainly to the monitoring of the Amazon region. That orbit should provide a very high revisit rate (less than 2 hours between image acquisitions) and in order to avoid the centralized image processing and distribution bottleneck, real time transmission of images to users was included among mission objectives.

These objectives were refined and further reviewed by the occasion of a "selected users workshop", held at INPE by the end of 1995. In that meeting, representatives of main governamental and research organizations froze the band specifications as well as spatial and radiometric resolutions. This was the first step towards the applications oriented missions era that was begining at INPE, following the technology demonstration phase, closed by the SCD satellite series.

In addition, following the international trend, a multi-mission service platform was conceived to be part of the SSR satellite. This platform, for which SSR would be the first mission, capable of being used in orbits ranging from 400 km to 1500 km, and 0° to 90° inclination, was decided to be built by a national "prime-contractor". The strategy was then to bid for the complete platform, in the brazilian national market, such as to encourage the formation of national industry *consortia* (accepting international partners) to participate in the bidding. The winner will provide the SSR platform as well as next missions recurrent platforms, with a minimum national industrial participation of 50%.

4. The Multi-mission Platform

The multi-mission platform concept provides the capability to support a variety of low Earth orbit missions using the same basic three-axis stabilized platform with different payload instruments as depicted in Figure 3.

In this regard, a modular platform-payload architecture is used, allowing independent design, fabrication and test of each module, before payload-to-P/F integration and final compatibility tests.

The platform design is also intended to provide for an adaptability to the peculiar requirements of each mission.

The Multi-mission Platform (MMP), will be a small services modular platform (< 190 kg, dry mass) providing sufficient power (180 W) to payload modules, to be launched in orbits ranging from 400 km to 1500 km, and 0° to 90° inclination.

Pointing accuracy will be better that 0.1° in several pointing modes (Earth, anti-Earth, inertial and Sun) and modern GPS orbit and attitude determination and control techniques will be used.

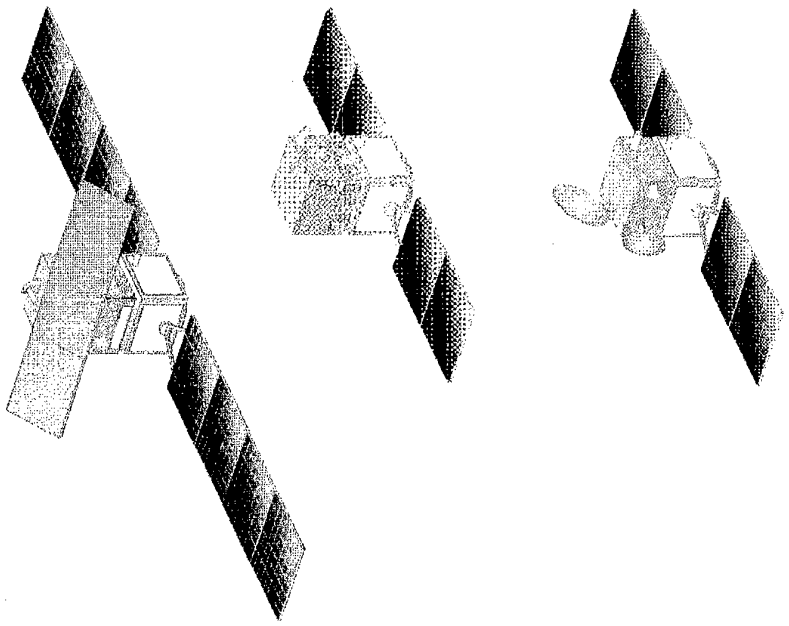


Figure 3: Different Satellite Configurations using the Multi-mission Platform

Housekeeping, telecomand decodification, on-board telemetry analysis and diagnostics, and payload control will be performed by a centralized computer. In addition, the platform will provide 150 m/s ΔV, for orbit corrections.

The following services will be available to the payload module:

- Telemetry, Telecommand and data transmission (up to 650 kbps), through dedicated serial lines.
- Power Supply: at least 180W rms, during Sunlit phase of the orbit, and 80W during eclipse.
- Data storage in Solid State Recorder: up to 5 Gbits.

Figure 4 shows a possible block diagram for that platform, reflecting the current specifications being studied by the industry competitors in the aforementioned bidding.

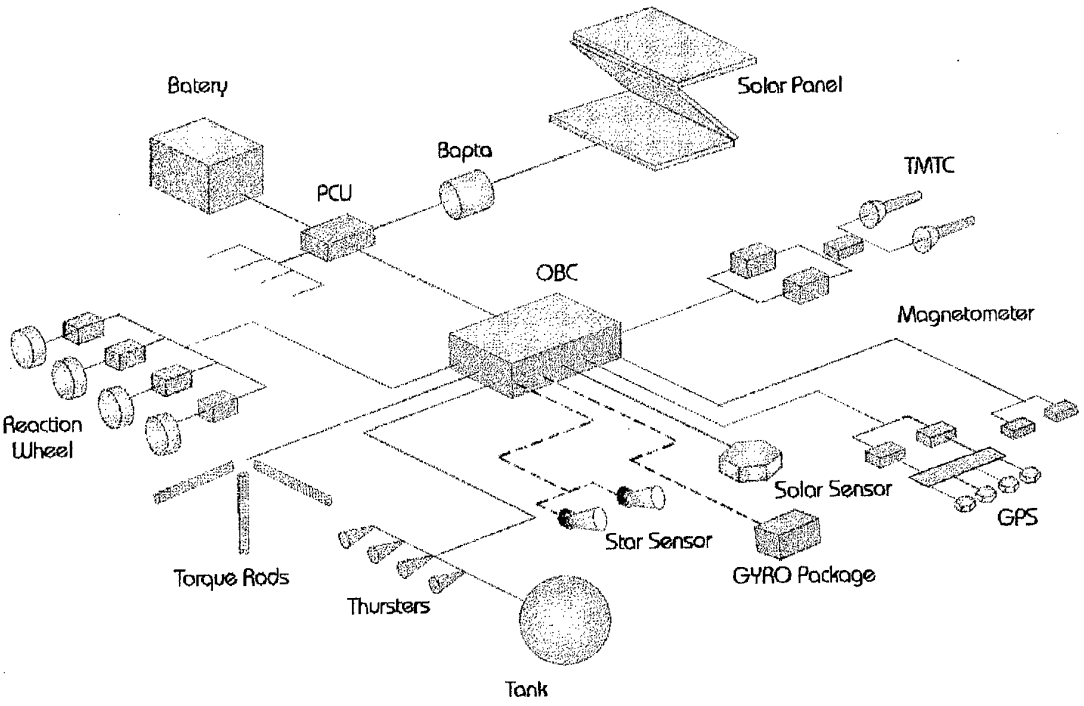


Figure 3: Possible SSR Block Diagram

Besides the SSR series optical missions, at least a small SAR and a LEO communications missions envisage the use of the MMP.

5. The SSR Mission

Increasing needs for monitoring of deforestation, forest-fire, river flooding and desertification activities, as a consequence of the worldwide recognition of the ecological and economical importance of the Amazon region, directed the efforts of the Brazilian government and the Brazilian Space Agency (AEB) towards the development of the SSR (Remote Sensing Satellite) project described in this paper.

The SSR mission aims at providing the scientific community, governmental and private authorities with near real time, direct reception of images of the Amazon region, comprised between parallels 5° N and 15° S, as shown in Figure 6.

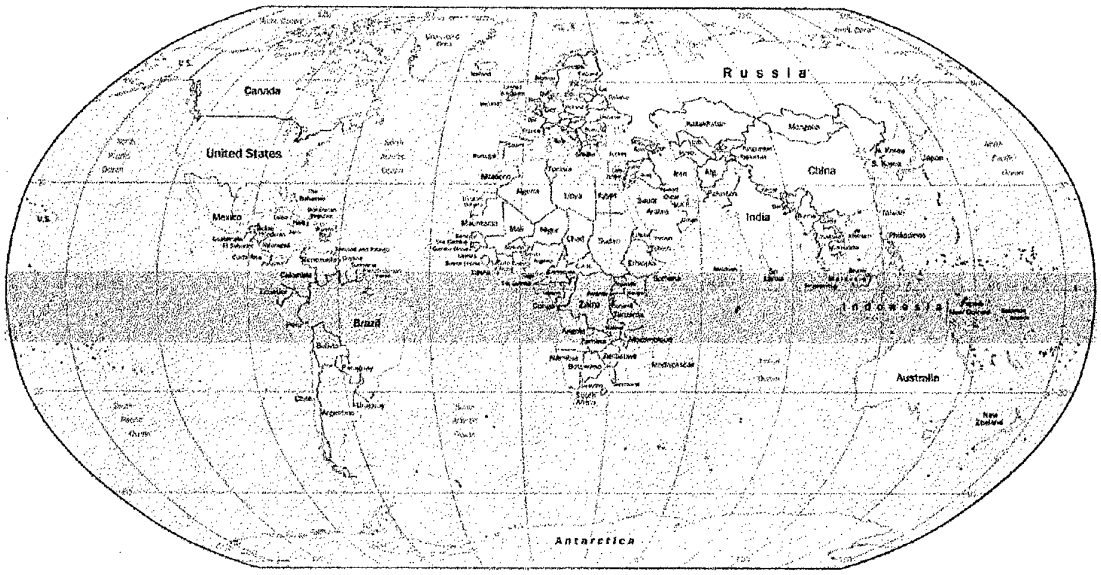
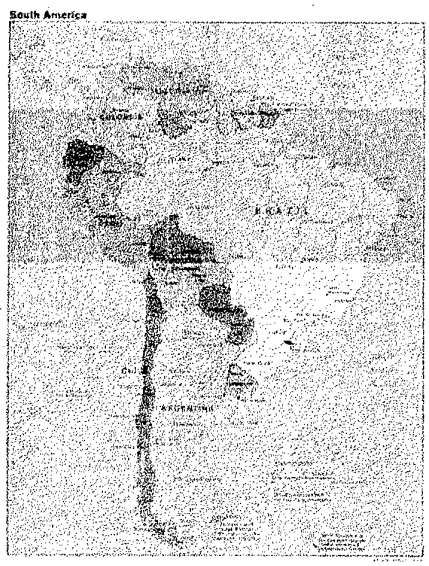


Figure 6(a): SSR World Coverage Area

In addition, in order to increase the number of potential users, the image reception system should be small, of easy operation and unexpensive.The SSR is a Low Earth Orbit satellite, placed in an equatorial ($i=0^{o}$) orbit, at a height of about 905 km. The on-board optical instrument will cover the equatorial region, from $5^{o}N$ to $15^{o}S$, corresponding to a swath width of nearly 2200 km. This orbit provides a revisit rate of less than 2 hours, with up to 5 useful image acquisitions during daylight.



Fiigure 6(b): SSR Brazilian Coverage Area

Table 1 summarizes candidate applications and the concerned regions to which they are aimed, along with the minimum required spatial and temporal resolutions.

Table 1: Potential Applications

Potential Application	Region
Deforestation	Amazon
forest-fire	Amazon
river-flooding	Amazon, Northeast
Oceanography	Northeast
land cultivation	Cerrado, Northeast
Desertification	Amazon, Northeast
mineral exploitation	Amazon, Northeast
vegetation health	Amazon

In order to fulfill these applications, the SSR will carry an optical instrument, capable of covering the specified swath width of 2200km, (from 5^{O}N to 15^{O}S), corresponding to a total field-of-view of about 88^{O}, in all bands listed in Table 2 with the required spatial resolution

Table 2 - SSR Bands and Resolutions

Bands	***Wavelenght***	***Resolution***
B1	0.440 to 0.505 μm	100m
B2	0.530 to 0.575 μm	100m
B3	0.650 to 0.680 μm	100m
B4	0.845 to 0.885 μm	100m
B5	0.895 to 0.990 μm	300m
B6	3.4 to 4.2 μm	600m

6. Mission Operations and Data Transmission

The mission comprises three segments: Space (the SSR satellite), Ground (Control and Image Processing Centers) and Applications (Remote receivers, applications software, users training and support) segments, whose interrelationship is depicted in Figure 4.

The SSR1 satellite receives and decodes telecommands received from the Control Center, in São José dos Campos, through the TT&C Station located in Cuiabá.

Image data received from the SSR1 satellite by the X-Band Image Receiving Station (IRS) is forwarded to the Data Pre-processing and Retransmitting Station, both in Cuiabá. These data is also recorded and sent to the Mission Center located in Cachoeira Paulista.

From the the Data Pre-processing and Retransmitting Station, the pre-processed image data is broadcast to users through a Geo-stationary telecommunications satellite (GEO).

Finally, the mission center shall receive requests from users and schedule, along with the Control Center, image acquisition and recording.

This innovative transmission scheme in two links, using a third party geosynchronous communications satellite, allows for the real (or "near-real") time image receptions by users, which is at the core of SSR mission. A small amount of data compression will be required in order to simplify user receivers requirements in terms of data rates.

One important point is that the applications segment forms an integral SSR mission. From the beginning, studies are being carried out in order to address the main problems already identified (off-nadir viewing angle, variable illumination of scenes high data rates, special data compression techniques, etc), and provide users with a set of simulated images, derived from computer simulations and flight campaings.

In this regard, many international partners (CNES, France – DLR, Germany) were involved in SSR mission anlysis giving, with their experience, unvaluable contribution to the final mission definition.

This innovative transmission scheme in two links, using a third party geosynchronous communications satellite, allows for the real (or "near-real") time image receptions by users, which is at the core of SSR mission. A small amount of data compression will be required in order to simplify user receivers requirements in terms of data rates.

One important point is that the applications segment forms an integral SSR mission. From the beginning, studies are being carried out in order to address the main problems already identified (off-nadir viewing angle, variable illumination of scenes high data rates, special data compression techniques, etc), and provide users with a set of simulated images, derived from computer simulations and flight campaings.

In this regard, many international partners (CNES, France – DLR, Germany) were

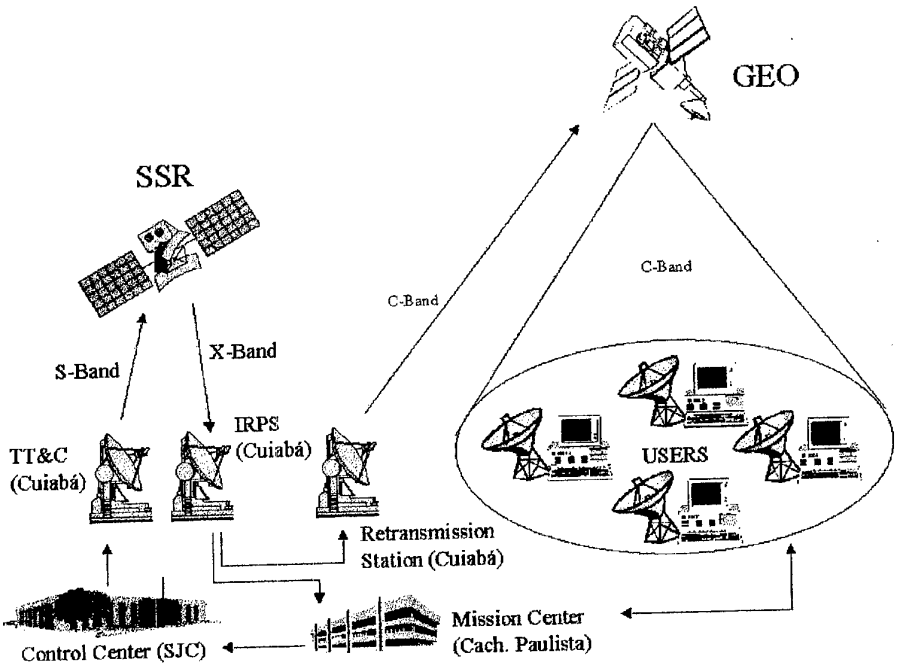


Figure 4: SSR System Operation

involved in SSR mission anlysis giving, with their experience, unvaluable contribution to the final mission definition.

7. Conclusions

At the end of the century, most coutries learned that the main interest in space should be driven by a search for developing our knowledge of the Earth, preserving its environment and managing life in a more efficint way. The SSR mission, as part of this global trend, provides its contributions on the form of an instrument to monitor and protect those natural ressources related to the Amazon region.

This mission, demonstrate that the original MECB objectives, stated some 20 years ago, have being fully achieved, despite the economical crysis endured by Brasil during those years, and enable the country to accept new and more ambitious challenges such as the honorable participation in important bi-national (CBERS) and international (International Space Station) programs.

УНИСАТ: универсальная спутниковая платформа ДЗЗ

Амнон Джинати, Карстен Тобен
ОХБ-систем
Гмбх, Бремен, Германия
Ю.В. Трифонов, А.В. Горбунов
НПП ВНИИЭМ, Москва

Цель проекта УНИСАТ - разработка малой коммерческой многоцелевой дешевой и высокочувствительной спутниковой платформы специально для удовлетворения растущих запросов рынка ДЗЗ. Она будет иметь больше спектральных диапазонов, чем датчики на большинстве существующих или проектируемых многоспектральных спутников при более высокой разрешающей способности, чем у планируемых гиперспектральных космических датчиков. Сейчас аппарат находится на стадии рабочего проектирования. В статье излагается его концепция.

UNISAT
Universal Satellite Platform for Earth Observation

Amnon Ginati and Carsten Tobehn
OHB-System GmbH, Bremen, Germany
Yury V. Trifonov and Alexandr V. Gurbunov
NPP VNIIEM, Moscow, Russia

The objective of the "UNISAT" project is the development of a small, commercial and multipurpose satellite platform especially for the growing earth observation market demands. The system is designed to fulfill the requirements of a broad future market for user dedicated small satellite systems.

For the reference mission a remote sensing payload is selected in order to provide earth images with high spatial and spectral resolution and good radiometric sensitivity, despite its small size and low cost. It will have more spectral bands in the VNIR than sensors on most existing or planned multi-spectral satellites and higher ground resolution than planned hyper-spectral space sensors. The UNISAT platform development is a joint German-Russian cooperative project.

Existing space-rated sub-systems will be used or adapted for this system, combined with new satellite technologies, to achieve the low cost and high performance goals. The two principal companies involved, OHB in Germany and NPP VNIIEM in Russia are both experienced in the design and construction of space systems, some of which have already been successfully launched.

The detailed design phase is now under process. This paper will describe the updated system concept.

УНИСАТ - универсальная спутниковая платформа для наблюдения Земли

Трифонов Ю.В. Горбунов А.В.
НПП ВНИЭМ,
101000 г. Москва, Главпочтамт, а/я 496
т/ф, факс: (095) 923-41-81

Реферат

В докладе представлены результаты предварительной разработки унифицированной служебной платформы для создания малых КА гидрометеорологического и экоприродного мониторинга.

При разработке унифицированной служебной платформы для контроля окружающей среды принята концепция, учитывающая тенденции мировой космической техники и сложившуюся конъюнктуру в области космических разработок

Создание унифицированной платформы позволяет на ее базе разработать несколько типов малых КА весом до 250кг и запускаемых на солнечно-синхронные и приполярные орбиты высотой около 650 км:

a) МЕТОН - гидрометеорологическое наблюдение;
b) ЭКОН - экоприродный мониторинг;
c) ДЕТОН - детальный экоприродный мониторинг;
d) АРЛОН - радиолокационный контроль ледовой обстановки в полярных районах и другие задачи.

Создание унифицированной служебной платформы дает возможность решать задачи контроля окружающей среды путем создания относительно дешевых малых КА, и применять для запуска более легкие и дешевые носители.

Введение

Многолетний мировой опыт свидетельствует, что гидрометеорологический и экоприродный мониторинг в разнообразных аспектах мирного использования остается актуальной областью приложения космической техники.

Минимизация расходов на создание космических средств указанного назначения приводит к необходимости отказа от разработки новых относительно больших и дорогостоящих КА, для запуска которых требуются ракеты-носители среднего и тяжелого классов со стоимостью запуска, составляющей в настоящее время 150-200 млн. руб.

Проведенные проработки показали, что задачи контроля окружающей среды из космоса могут в обозримой перспективе на хорошем уровне решаться путем создания малых КА, которые сами являются относительно дешевыми и позволяют применять для запуска более легкие и дешевые носители, в том числе, конверсионные.

Задачи мониторинга природной среды разделены на 5 основных групп:

- прогнозирование погоды и изменений климата;
- контроль загрязнения атмосферы, воды и почвы;
- контроль чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера;
- информационное обеспечение сельского, лесного, водного и морского рыбного хозяйства, поиска полезных ископаемых, строительства, землеустройства;
- информационное обеспечение наук о Земле, построение и развитие динамической модели Земли, как экологической системы.

Основой серии малых КА, разработанных НПП ВНИИЭМ, является

унифицированный служебный модуль (платформа), обеспечивающий точную трехосную ориентацию, программные повороты КА, достаточное электропитание и современное автоматическое управление полезной нагрузкой и служебными функциями

Унифицированный служебный модуль

Конструктивная основа модуля показана на рис.1 и представляет собой раму, изготовляемую из углепластовых труб, соединенную с монтажными панелями (A, B, C, D).

К верхней перекладине рамы крепится солнечная батарея, каркас которой также выполняется из углепластовых труб. Она обращена активной стороной по направлению +У.

Солнечная батарея крепится неподвижно относительно корпуса КА.

Панели **A** и **B** являются основными для размещения тепловыделяющих блоков служебной аппаратуры и, поскольку солнечное излучение на них не попадает, одновременно используются в качестве радиационных поверхностей. Для уменьшения массы панели имеют сотовое заполнение.

Несущая панель для установки полезной нагрузки закрепляется на раме в точках **a, b, c, d, e**. Конфигурация этой панели может меняться в зависимости от типа полезной нагрузки.

Служебная аппаратура при необходимости закрывается ЭВТИ. Для терморегулирования устройств, устанавливаемых на некотором удалении от радиационных поверхностей, могут применяться тепловые трубы.

В состав модуля входят:

- система ориентации;
- система энергоснабжения;
- автономная система навигации;
- бортовая система управления.

Основные технические характеристики:

- - максимальная погрешность ориентации на Землю (по крену, тангажу) $0{,}1^0$
- максимальная погрешность ориентации по курсу
  a) в режиме орбитальной ориентации $0{,}1^0$
  b) в режиме солнечно-земной ориентации $< 1^0$
- стабильность по угловой скорости 10^{-4} град/с
- возможность поворота от положения орбитальной ориентации по каждой оси на заданный угол в любую сторону;
- общая масса модуля не более 147 кг;
- среднее энергопотребление модуля (дежурный режим) не более 55 Вт.

Аппаратура автономной навигации на борту низкоорбитального КА обеспечивает определение параметров орбитального движения центра масс и ухода бортовой шкалы времени (БШВ) КА относительно высокостабильной шкалы времени навигационной системы ГЛОНАСС/GPS, «привязанной» к универсальному координированному времени (UTC).

Ожидаемые среднеквадратические погрешности на момент проведения сеанса радионавигации составляют:

по местоположению:

- вдоль и поперек орбиты 8 - 10 м;
- по радиус-вектору 20 - 22 м;

по орбитальной скорости:

- вдоль орбиты 3 - 4 см/с;
- поперек орбиты 1 - 1,5 см/с;
- по радиусу-вектору 2 - 3 см/с

Комплект аккумуляторных батарей состоит батарей типа НКГК -13ДА

емкостью 12 Ач.

Бортовая управляющая система (БУС) представляет собой вычислительную сеть, в которую входят бортовой многоцелевой компьютер (БМК) и периферийные адаптеры (ПА). ПА представляет собой компьютер с малой вычислительной мощностью, обслуживающий ту или иную, в функциональном отношении относительно простую, бортовую аппаратуру.

Система выполняет следующие функции:

- прием телеметрических сигналов от всех бортовых систем, формирование детальной и обобщенной информации о состоянии КА; выдача ее в радиокомплекс для передачи на наземные станции;
- прием командно-программной информации от радиокомплекса, выдача КПИ в БМК.
- функциональное и программно-временное управление КА;
- формирование бортовой шкалы времени и ее корректировку по данным АСН;
- управление вычислительной сетью;
- диагностика состояния бортовых систем, управление системами в нештатных ситуациях для восстановления нормальной работы;
- самоконтроль и самовосстановление;
- двухсторонняя информационная связь с испытательным комплексом;

Подобный служебный модуль дает возможность спроектировать несколько типов малых спутников:

a) МЕТОН - гидрометеорологическое наблюдение;
b) ЭКОН - экоприродный мониторинг,;
c) ДЕТОН - детальный экоприродный мониторинг.
d) АРЛОН - радиолокационный контроль ледовой обстановки в полярных районах и другие задачи;

Космический аппарат МЕТОН

В состав КА входят:

- СВЧ радиометр, предназначенный для вертикального зондирования температуры и влажности атмосферы, зон и интенсивности осадков, определения границ и параметров снежного и ледяного покровов;

- ВИК радиометр, предназначенный для получения изображений в видимом и ИК диапазонах спектра;

- БРК (бортовой радиокомплекс), предназначенный для передачи основной и служебной информации на наземные пункты, а также для приема с одного из пунктов, осуществляющего управление КА, командно-программной информации.

Основной вариант полезной нагрузки предусматривает локальную съемку ВИК радиометром (МСУ-С3) в сеансном режиме с непосредственной передачей информации на все виды наземных приемных пунктов и с охлаждением ИК приемника с помощью микрокриогенной машины.

Второй вариант полезной нагрузки предусматривает непрерывную работу ВИК и СВЧ радиометров с накоплением всей полученной информации в бортовых ЗУ и последующим ее сбросом. Этим условиям работы отвечает ВИК радиометр МСУ-С4, в котором для охлаждения ИК приемника используется радиационный холодильник (РХ).

Расчетная масса КА составляет 238 кг.

Космический аппарат ЭКОН

В состав КА входят:

- многозональное сканирующее устройство среднего разрешения (МСУ-СКМ), предназначенное для получения изображений подстилающей поверхности Земли в интересах исследования природных ресурсов, природопользования и контроля экологической обстановки;

- многозональное устройство высокого разрешения (МСУ-ЭМ) с тем же назначением;
- бортовой радиокомплекс (БРК), предназначенный для передачи основной и служебной информации на наземные пункты, а также для приема с одного из пунктов, предназначенного для управления КА, командно-программной информации.

Приборы МСУ-СКМ и МСУ-ЭМ оперативно, с высокой эффективностью решают следующие задачи:

- наблюдение экологического состояния антропогенных объектов и их воздействия на окружающую среду;
- инвентаризация с/х угодий и слежение за изменением их площадей;
- выявление очагов загорания;
- решение климатических задач, связанных с измерением температуры океана;
- выявление различных геологических структур и решение задач по возможному залеганию полезных ископаемых.

и тому подобные.

Расчетная масса КА составляет 246 кг

Космический аппарат ДЕТОН

В состав КА входят:

- телевизионная камера высокого разрешения (МСУ-ВР);
- телевизионная камера сверхвысокого разрешения (МСУ-СВР);
- система определения углового положения КА (СОУ);
- бортовой радиокомплекс (БРК).

Для съемки информации КА должен, в общем случае, отклониться от надира по крену с тем, чтобы навести (нацелить) визирную ось аппаратуры на заданный участок местности. Угол поворота может достигать 30^0 в любую сторону. Продолжительность поворота на угол 30^0, в том числе, разгона и торможения КА, по оценочным данным может составить около 1 мин. После съемки данного кадра КА должен осуществить перенацеливание на новый район. Возможность угловых маневров по крену позволяет обеспечить периодичность обновления информации по любому участку земной поверхности не более 3-х суток.

Важным требованием к КА ДЕТОН является возможность осуществления стереосъемки заданного кадра за один пролет. При этом съемка одного и того же участка местности производится два раза - первый раз с отклонением по тангажу вперед и второй раз с отклонением назад на угол $\alpha=30^0$. За время пролета от конца первой до начала второй съемки КА должен успеть занять позицию, необходимую для второй съемки, что возможно при условии установки второго двигателя-маховика по оси тангажа.

Масса КА - 237 кг

Космический аппарат АРЛОН

В состав КА входят:

- радиолокатор бокового обзора (РЛБО), предназначенный для контроля (разведки) ледовой обстановки в полярных районах, в том числе, для различения молодого и многолетнего льда, а также для решения других задач;
- ВИК радиометр (МСУ-С3), изображения которого должны способствовать интерпретации данных РЛБО;
- бортовой радиокомплекс (БРК), предназначенный для передачи основной и служебной информации на наземные пункты, а также для приема с одного из пунктов, осуществляющего управление КА, командно-программной информации.

Расчетная масса КА составляет 252 кг.

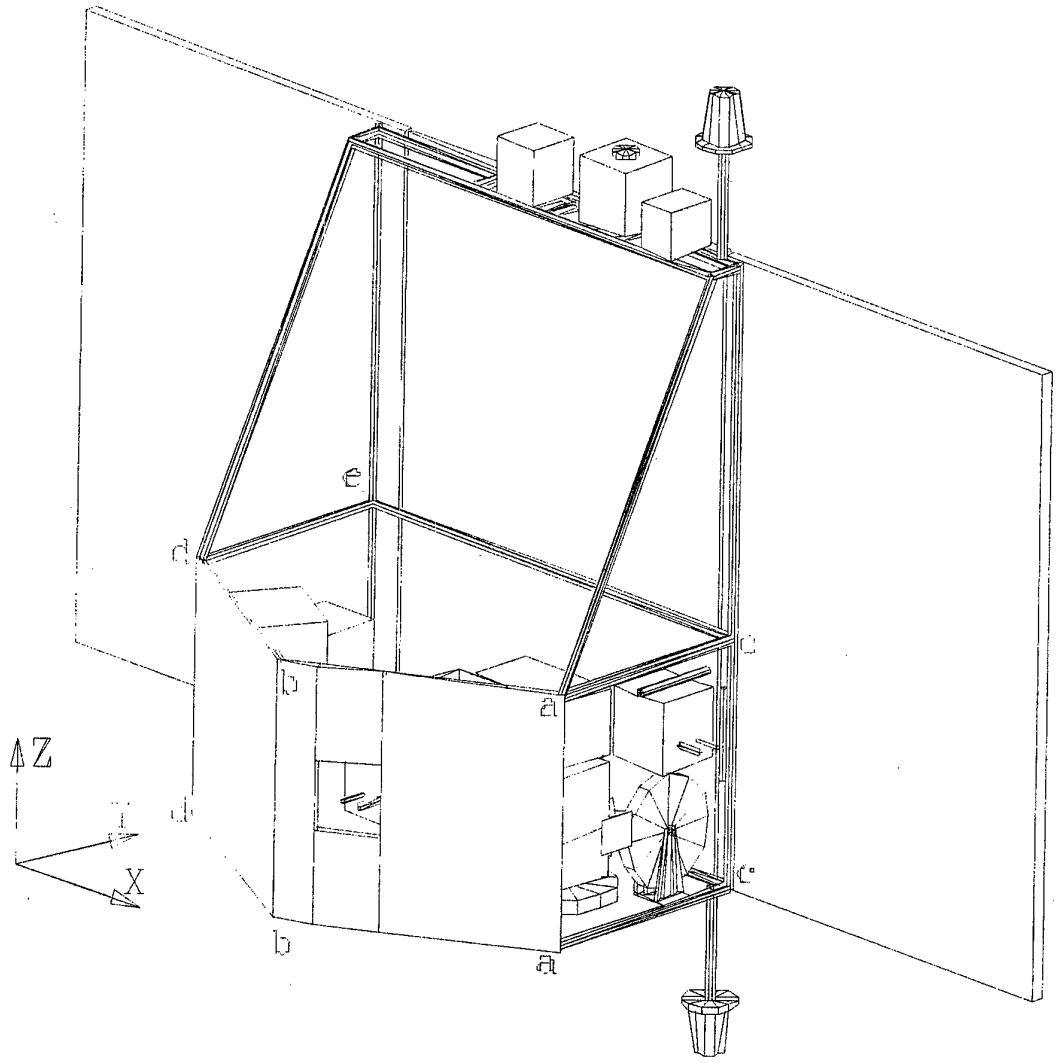


Рис.1. Универсальная платформа

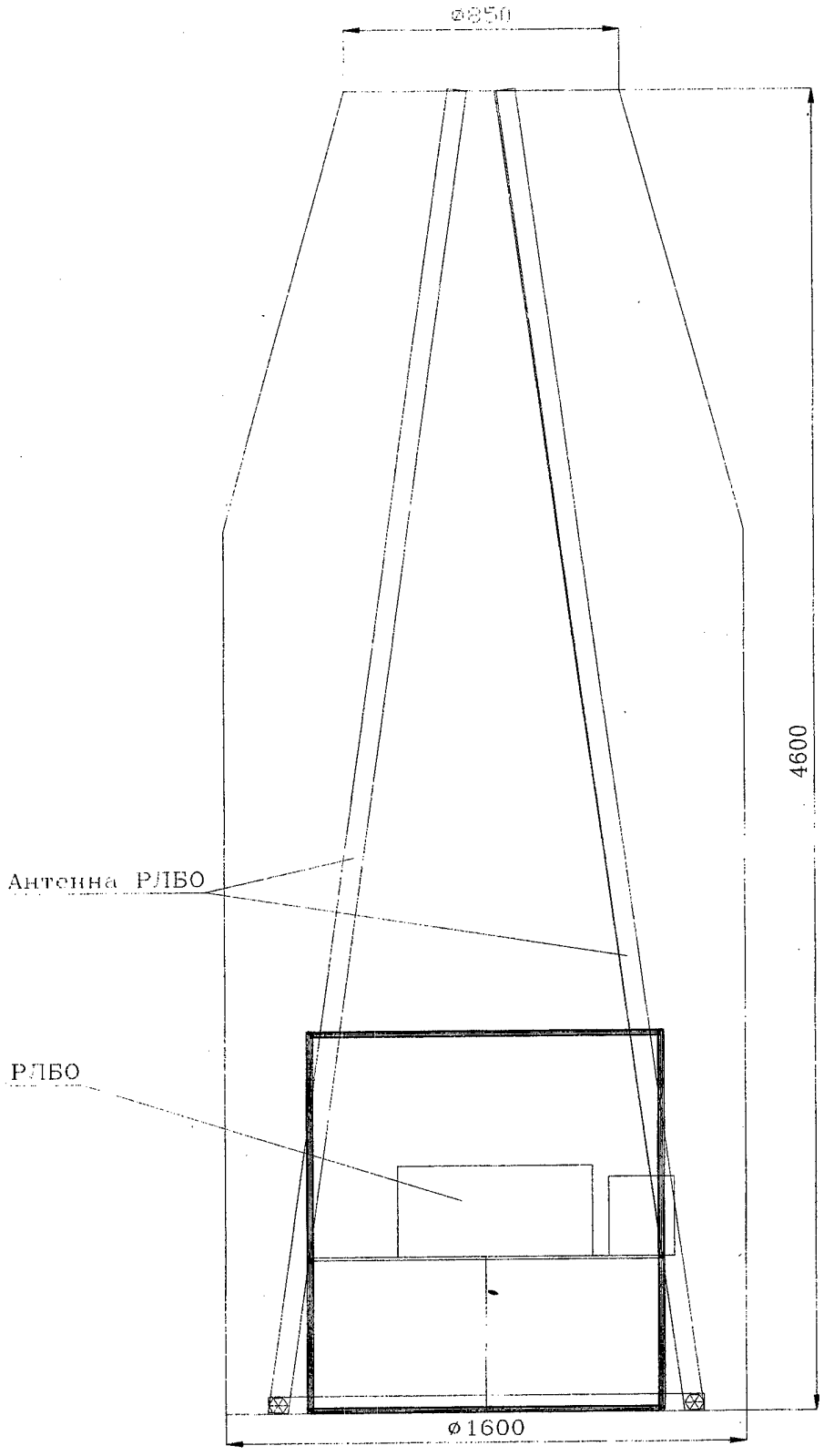


Рис.2 МКА АРЛОН под обтекателем.

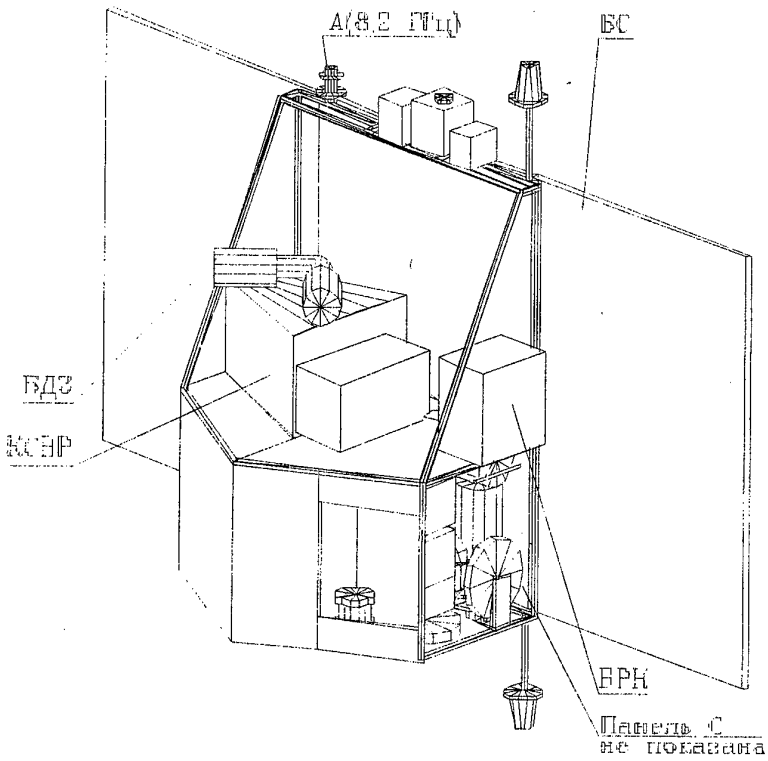


Рис. 3 МКАДЕТОН

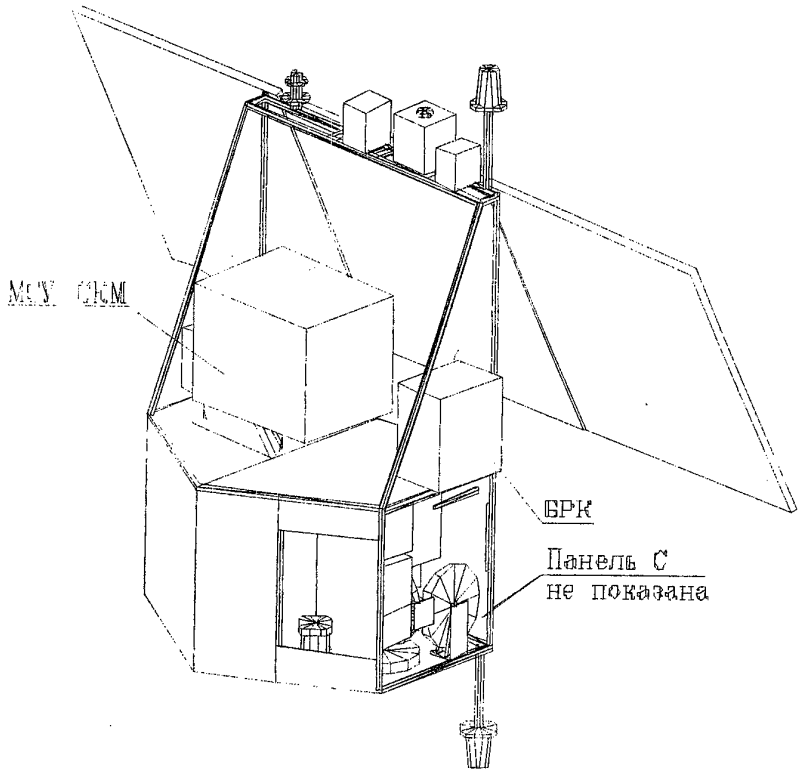


Рис 4. МКА ЭКОН

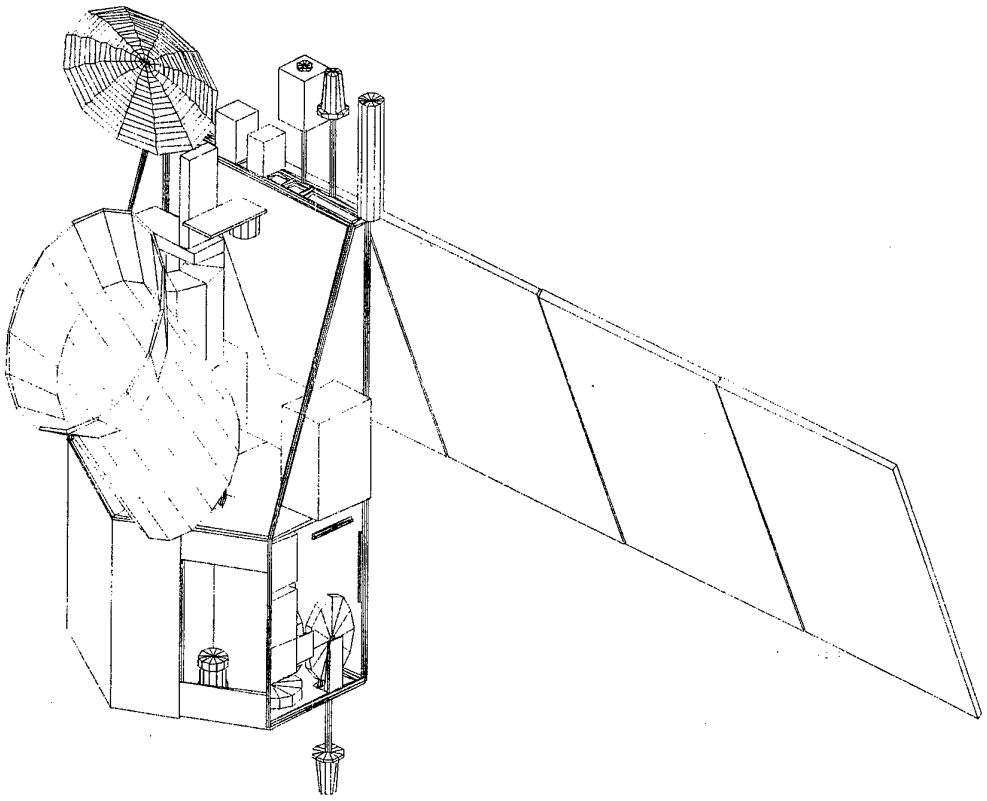


Рис. 5. МКА МЕТОН

UNISAT- universal satellite platform for the Earth observation

Trifonov Y. V. Gorbunov A.V.
NPP VNIIEM,
101000 Moscow, Glavpochtamt, A. Box 496
Tel., fax: (095) 923-41-81

ABSTRACT

The results of preliminary development of a unified service platform for creation of small space vehicles (SV) for hydrometeorological and ecological and nature resource monitoring are presented in the paper.
In designing a unified service platform for environment control the concept, taking into account the tendencies of world space engineering and a usual conjuncture in the field of space development, is adopted.
The creation of the unified platform allows on its base to develop some types of small SV with the weight up to 250 kg and injected to sun-synchronous and near polar orbits of altitude about 650 km:

a) METON- hydrometeorological observation;
b) EKON- ecological and nature resource monitoring;
c) DETON- detail ecological and nature resource monitoring;
d) ARLON- radar control of ice situation in polar regions and other problems.

The creation of the unified service platform enables to decide problems of environment control by creation of rather cheap small SV and to use for launch more light and low-cost launch vehicles.

The report

INTRODUCTION

Of many years world experience testifies that hydrometeorological and ecological and-nature resource monitoring in various aspects of peace use remains the urgent area of the space engineering application.
The minimization of the expenses for creation of space means of the specified purpose results in necessity of refusal from development of new rather large and expensive SV, for which launch the launchers of mean and heavy classes with a launch cost nowadays of 150-200 million roubles are required.
The carried out studies have shown that the problems of environment control from space can in foreseeable prospect be decided by creation of small SV, which are rather cheap and allow to use for launch more light and low-cost launch vehicles, including, conversion.
The problems of nature environment monitoring are divided into 5 main groups:

- weather forecasting and climate changes;
- the control of atmosphere, water and soil pollution;
- the control of extreme situations;
- information support of agriculture, forest, water and sea fish industry, search of minerals, construction, system of land tenure;
- information support of the Earth sciences, construction and development of dynamic model of the Earth, as ecological system.

The basis for a series of small SV developed by NPP VNIIEM is a unified service module (platform) providing a precise three-axis orientation, program turns of SV, sufficient power supply and modern automatic control of payload and service functions

UNIFIED SERVICE MODULE

The mechanical basis of a module is shown in fig.1 and represents a frame made from carbon plastic pipes, jointed with assembling panels (A, B, C, D).
To the upper cross beam of a frame the solar array is fastened, which framework is also executed from carbon plastic pipes. By the active side it is turned to + Y direction.
The solar array is fastened motionlessly as related to SV body.
The panels **A** and **B** are the main for arrangement of heat releasing units of the service instrumentation and, as the solar radiation does not fall on them, are simultaneously used as radiation surfaces. For decreasing of weight the panel have honeycomb filling.
The lifting panel for the installation of a payload is fixed on a frame in points a, b, c, d, e. The configuration of this panel can vary depending on a type of payload.
The service instrumentation is if necessary closed by screen-vacuum thermal isolation (SVTI). The thermal pipes can be used for a thermal control of devices installed on some distance from radiation surfaces.
The module comprises:

- attitude control system;
- power supply system;
- independent navigation system ;
- onboard control system.

Main characteristics:

- - maximum error of orientation to the Earth
- (in a roll, pitch) 0,1°
- maximum error of orientation in the course
  - a) in a mode of orbital orientation 0,1°
  - b) in a mode of solar-earth orientation < 1°
- stability in angular velocity 10^{-4} deg\sec
- capability of turn from position of orbital orientation
- in each axis through a specific angle in any direction;
- total mass of a module no more than 147 kgs;
- mean power consumption of a module (on duty mode) no more than 55 W.

The instrumentation of independent navigation onboard the low orbital SV provides definition of parameters of orbital motion of centre of mass and drift of an onboard time scale (BTS) of SV relative to high stable time scale of GLONAS/GPS navigational system "referenced " to the universal co-ordinated time (UTC).
Expected root-mean-square errors for the moment of radionavigation session carrying out are:
in location:

- along and across orbit 8 - 10 м;
- on radius - vector 20 - 22 м;

in orbital speed:

- along orbit 3 - 4 sm/sec;
- across orbit 1 - 1,5 sm/sec;
- on radius - vector 2 - 3 sm/sec

A set of storage batteries consists of batteries of a type NKGK -13DA of 12 A/h capacity

The onboard control system (BCS) represents a computer network, which comprises the onboard multi-purpose computer (BMPC) and circumferential adapters (CA). CA represent a computer with a small computing power providing service to onboard instrumentation rather simple in the functional relation.

The system executes the following functions:

- reception of telemetry signals from all onboard systems, formation of detail and generalized information about SV condition; its output to the radiocomplex for transmission to ground stations;
- reception of comand-program information from radiocomplex, CPI output to BMPC.
- functional and program- time SV control;
- formation of onboard time scale and its correction according to INS data;
- computer network control;
- diagnostics of onboard systems condition, control of systems in instandard situations for recovery of normal activity;
- self-checking and self-recovery;
- bilaterial information communication with test complex;

The similar service module enables to design some types of small satellites:

a) METON - hydrometeorological observation;
b) ECON- ecological and nature-resource monitoring,;
c) DETON - detail ecological and nature-resource monitoring.
d) ARLON - radar control of ice situation in polar regions and other problems.

Space vehicle METON

The space vehicle comprises:

- MICROWAVE radiometer intended for vertical sounding of temperature and humidity of atmosphere, zones and intensity of deposits, determitation of bounds and parameters of snow and ice cover;
- VIR radiometer intended for obtaining the images in visible and IR vawebands;
- BRC (onboard radiocomplex) intended for transmission of the main and service information to ground stations, and also for reception of comand-program information from one of stations executing SV control .

The main version of a payload provides a local survey by VIR radiometer (MSU-S3) in session mode with direct information transmission to all kinds of ground receiving stations and with IR receiver cooling with the help of microcryogenic machine.

The second version of a payload provides VIR and MICROWAVE radiometers continuous operation with accumulation of the whole received information in onboard STORAGE and its subsequent downlink. MSU-S4 VIR radiometer, in which for IR receiver cooling the radiation refrigerator (RR) is used, conforms to these conditions of work.

Calculated SV mass is 238 kg.

Space vehicle EKON

The space vehicle comprises:

- medium resolution multispectral scanner (MSU-SKM) intended for obtaining the images of the Earth underlying surface in the interests of nature resources research and ecological conditions control;
- high resolution multispectral scanner (MSU -EM) with the same purpose;
- onboard radiocomplex (BRC) intended for transmission of the main and service information to ground stations and also for reception of comand-program information from one of the stations designed for SV control.

MSU -SKM and MSU -EM devices operatively, with high efficiency decide the following problems:

- observation of ecological condition of antropogeneous objects and their effects on an environment;
- inventory of agriculture areas and the control for their changes;
- detection of sites of fire;

- solution of climatic problems connected to measurement of ocean temperature;
- detection of various geological structures and solution of problems on possible minerals deposition and other problems.

Calculated SV mass is 246 kg

Space vehicle DETON

The space vehicle comprises:

- high resolution television chamber (MSU -BR);
- ultra-high resolution television chamber(MSU -SBR);
- system of SV angular position observation(SOU);
- onboard radiocomplex (BRC).

For information survey the space vehicle has, in general case, to deviate from nadir to roll direction so that to target the sighting axes of instrumentation to specific district segment. The turn angle can reach 30^0 in any direction. Duration of turn through 30^0 including SV boost and braking under the estimated data can be about 1 min. After the given frame survey the SV should execute reorientation to new region. The capability of angular maneuvers on a roll allows to ensure periodicity of information up-dating in any of the Earth surface segment no more than three days.

The important requirement to SV DETON is a capability of implementation of specific frame stereosurvey for one flight. Thus the survey of one and the same district segment is made two times - first time with deviation on a pitch forward and the second - with deviation back through $\alpha = 30^0$. During flight from the end of the first survey to the beginning of the second survey the SV should have time to take a position necessary for the second survey, that is possible if the second flywheel engine along pitch axis is installed.

SV mass - 237 kg

Space vehicle ARLON

The space vehicle comprises:

- side view radar (SVR), intended for the control of ice situation in polar regions, including the distinction of young and long-term ice and also for the solution of other problems;
- VIR radiometer (MSU-S3), which images should promote interpretation of SVR data;
- onboard radiocomplex (BRC) intended for transmission of the main and service information to ground stations, and also for reception of comand-program information from one of the stations executing SV control.

Calculated SV mass is 252 kg.

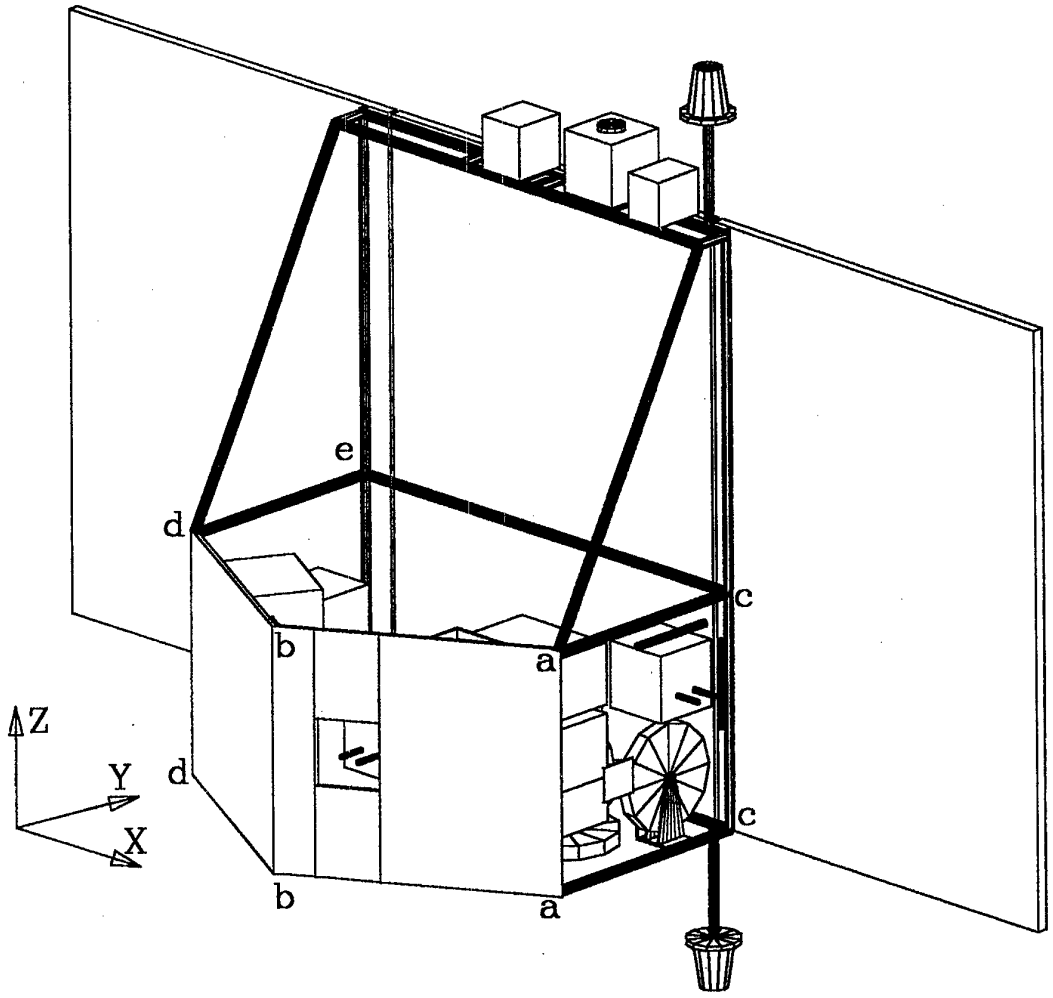


Fig. 1. Universal platform.

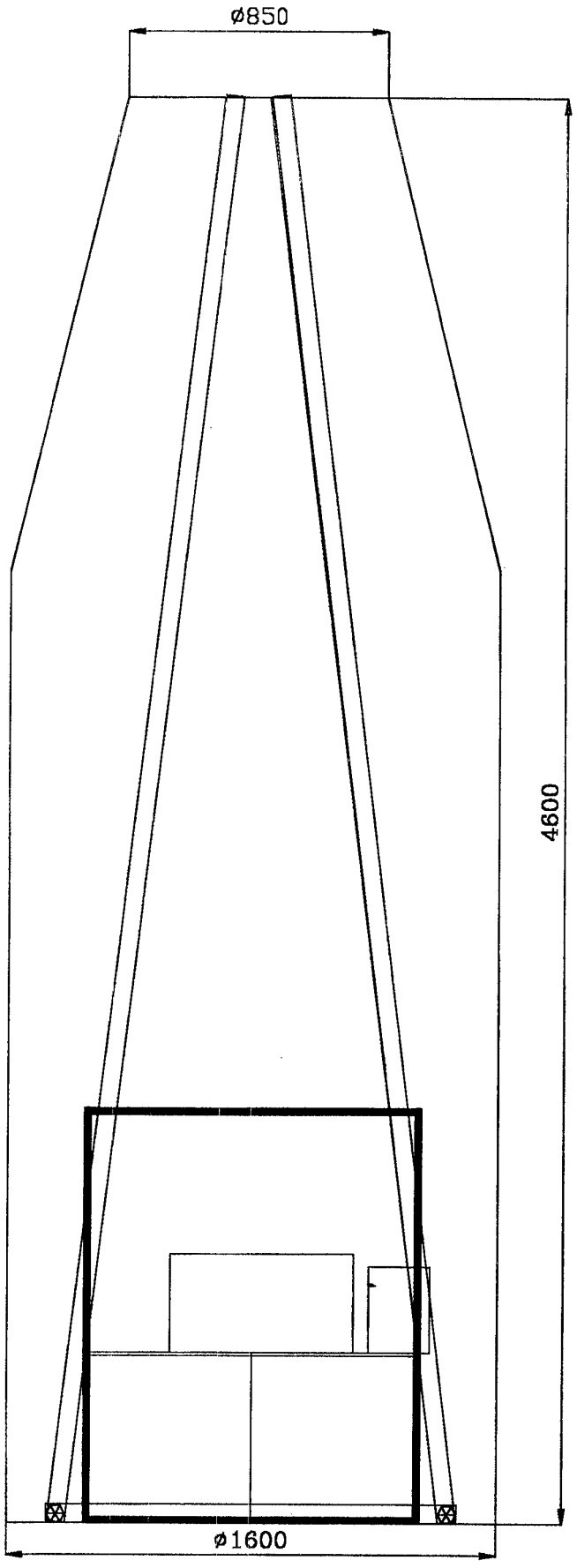


Fig. 2. ARLON SSV under fairing.

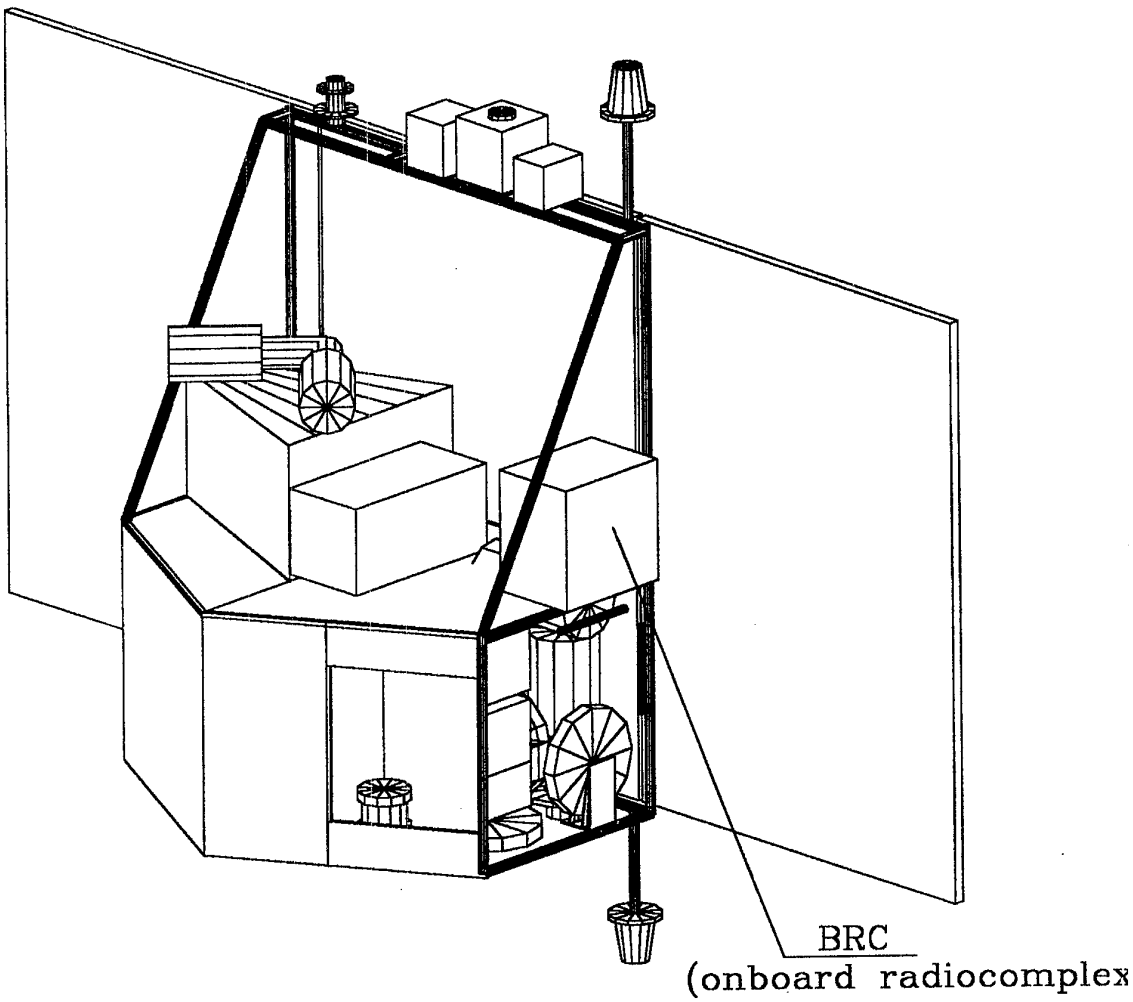


Fig. 3. DETON SSV.

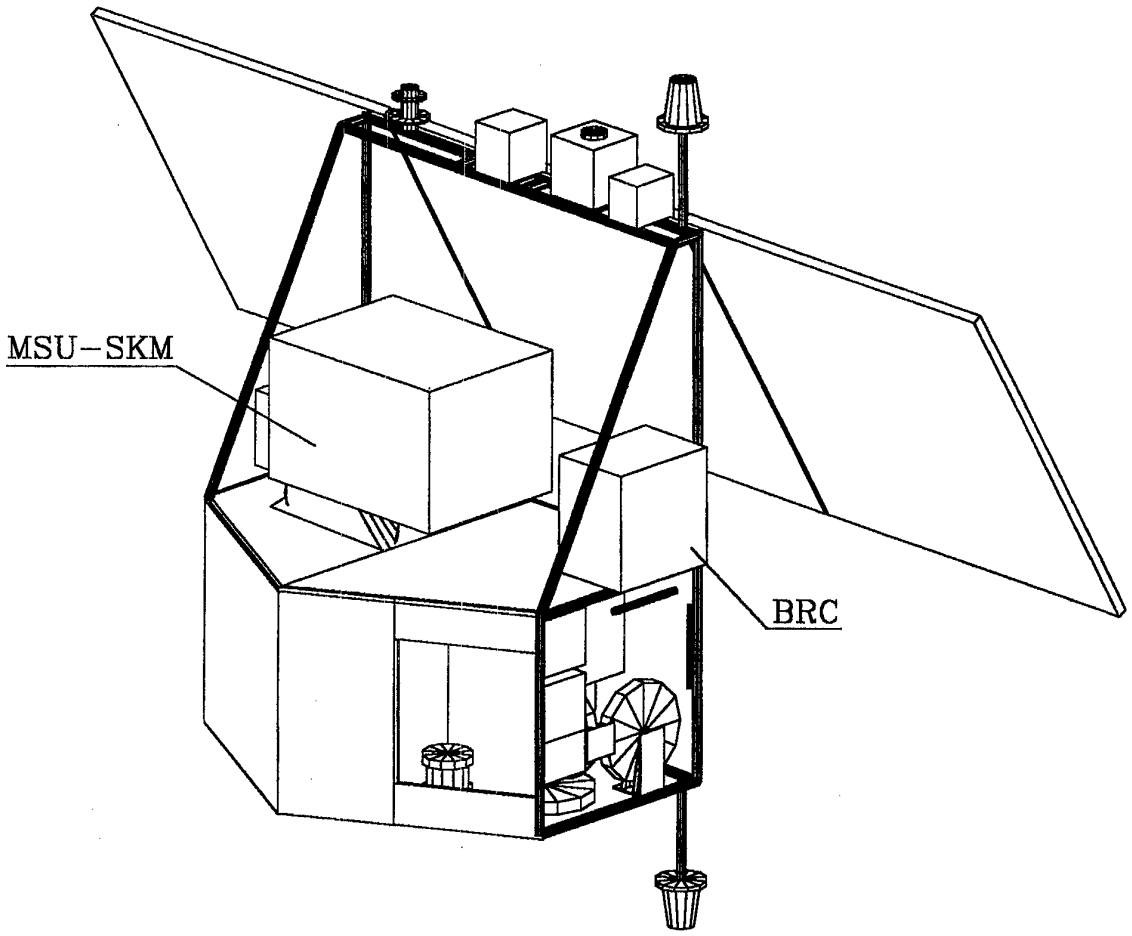


Fig. 4. EKON SSV.

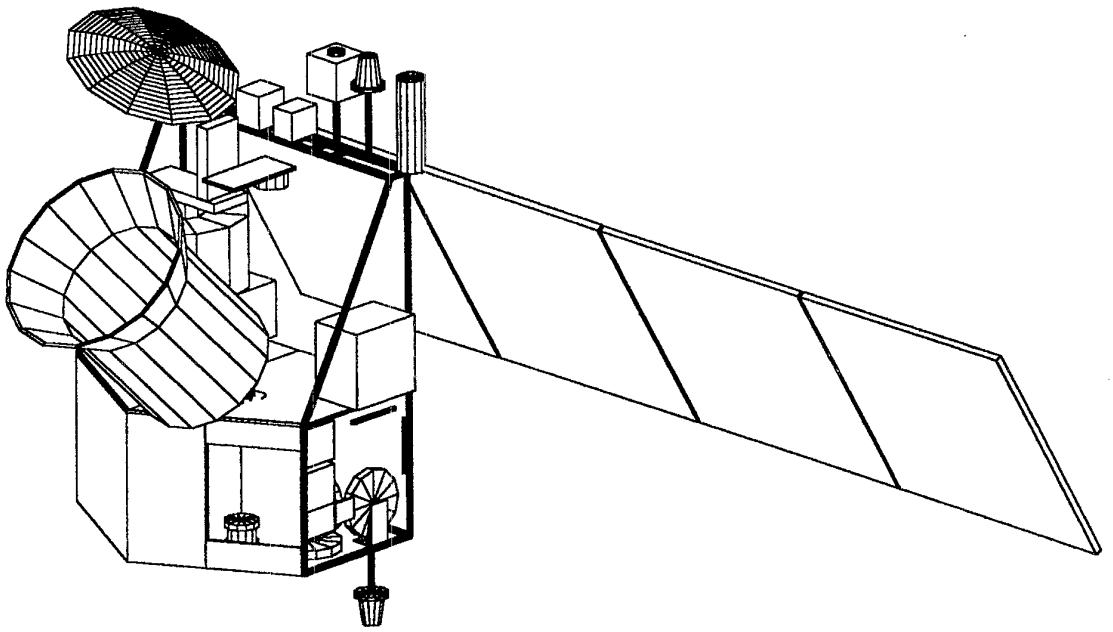


Fig. 5. METON SSV.

Микроспутниковая программа агентства по оценке и исследованиям МО Великобритании

Р.Дж. Блотт, Н.С. Уэллс. Дж. Ивес
Космический департамент ДЕРА

После 4-х лет успешной работы на орбите два микроспутника для исследования космической технологии (МИКТ) 1a и b дополнятся второй экспедицией, которая будет включать 24 экспериментальных полезных нагрузки и экспериментальную отработочную платформу. Эта экспедиция будет использовать условия орбиты, переходной к геосинхронной (ПГО) для отработки рабочего инструмента для космических исследований. Цель программы МИКТ-1 - предложить прогрессивные решения для гражданской и военной космической связи, ДЗЗ и навигации при пониженных затратах и рисках.

Использование условий ПГО включает ускоренные испытания на долговечность компонентов и материалов, таких как инфракрасные детекторы, усовершенствованные микропроцессоры и ячейки солнечных батарей, с отработкой технологий, повышающих автономию КА и качество связи.

Р.Дж. Блотт

The United Kingdom Defence Evaluation and Research Agency Microsatellite Programme

R J Blott, N S Wells and J Eves
Dera Space Dept
Fax 01252 375329

Following 4 successful years in orbit, the UK Defence Evaluation and Research Agency's two Space Technology Research Vehicle microsatellites (STRV) 1a&b will be followed by a second mission. STRV-1c&b are now in construction for a planned launch in late 1999/ The new mission, which includes 24 experimental payloads and development spacecraft bus technologies from European, US and Canadian military, civil and commercial sponsors, exploits the Geosynchronous Transfer Orbit (GTO) to offer an affordable, working space research tool for both government and industry.

The STRV-1 programme objective is to promote the enhancement of military and civil space communications, remote sensing and navigation capabilities at reduced cost and risk. Additional aims are to help industry to achieve commercial benefit from investment in emerging technologies and to develop the synergy between government, commercial and civilian space applications. The paper explains how STRV-1 exploits the variable altitude and high radiation environment of GTO to investigate the performance of emerging technologies and techniques. This includes the accelerated life testing of components and materials, such as infra-red detectors, advanced microprocessors and solar cell technologies, and the prototyping of new techniques to improve communications and spacecraft autonomy. Experiments include implementing a secure version of the Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS) packet telecommand and telemetry standards, further development of the Internet-based Space Communication Protocol Standards (SCPS) and evaluating the exploitation of the Global Positioning System (GPS) in geosynchronous orbit. The new mission also builds on and extends the comprehensive environmental monitoring achieved by STRV-1a&b.

МАКС-Д:
Демонстрационное изделие аэрокосмической системы МАКС

Г.Е. Лозино-Лозинский
НПО "Молния"
123459, Москва, Новопоселковая, 4
Тел.: 007-(095)-492-95-55

МАКС-Д предназначен для вывода на низкую околоземную орбиту полезных грузов массой до 1,5 т при удельной стоимости запуска менее 1500 долл/кг.

Самолет-носитель: АН-225 или АН-124.

Суборбитальный самолет - многоразовый крылатый ускоритель на основе аэродинамической конфигурации орбитальной ступени МАКС с ЖРД РД-120 на кислородно-керосиновом топливе.

Он включает ступень на основе разгонного блока "Шторм" с двигателем кислородно-водородного типа 11Д56У.

MAKS-D: Demonstration of the MAKS Aerospace System

G.E. Losino-Losinsky
NPO Molniya - Scientific and Production Enterprise
4, Novoposelkovaya, Moscow 123459, Russia
Tel.: 007-(095)-492-95-55

MAKS-D is designed to inject commercial payloads into orbit (LEO) which have mass up to 1,5 ton and a specific cast of launch less than $1500 1/kg.

Carrier-Plane: AN-225 or AN-124.

Sub-orbital Plane - Reusable winged booster on the base of Aerodynamic Configuration of the MAKS Orbiter with the RD-120 Oxygen/Kerosene rocket engine.

It includes rocket stage on the base of the Shtorm type booster technologies with the 11D56U Oxygen/Hydrogen rocket engine.

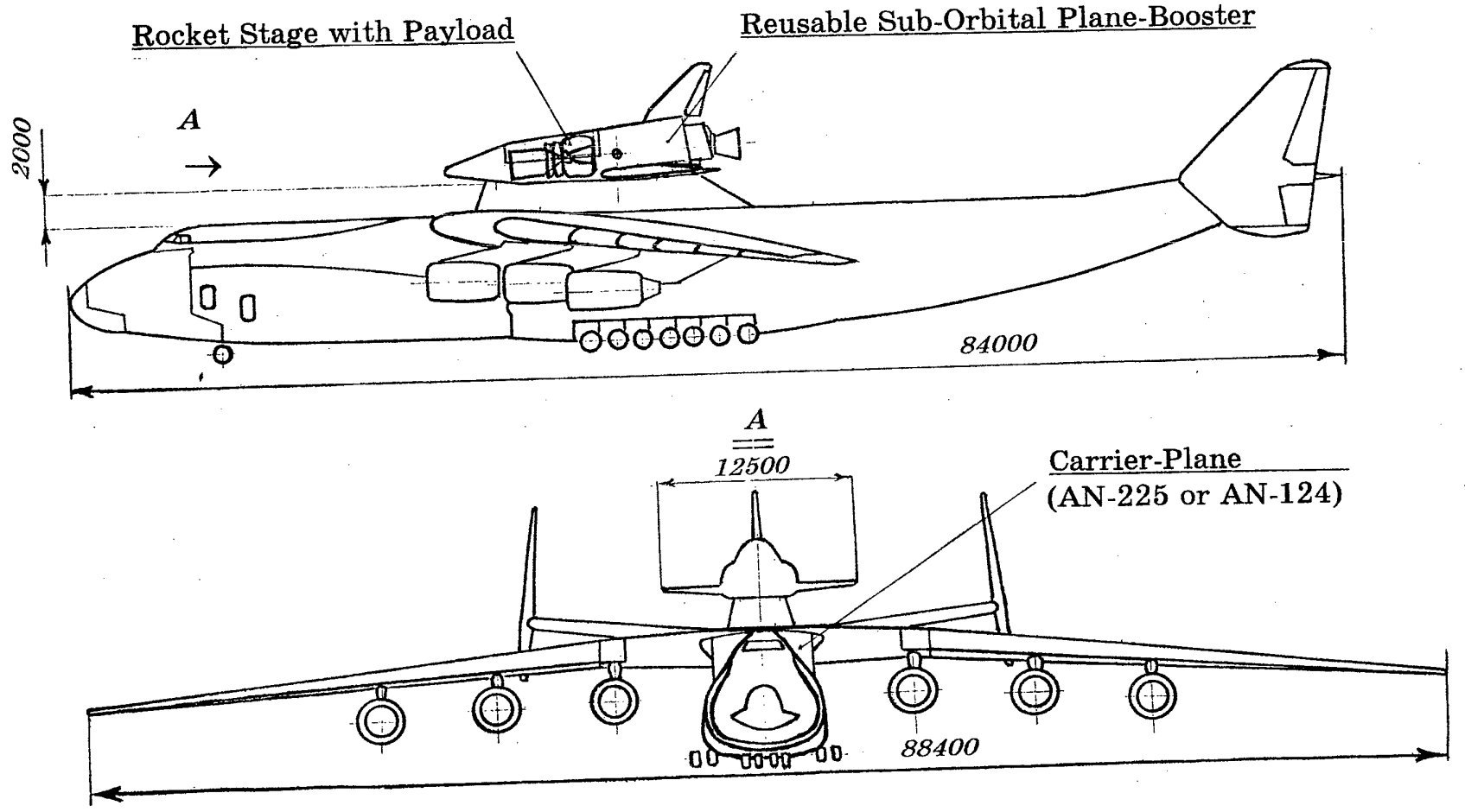
MAIN ELEMENTS OF THE *MAKS-D* AEROSPACE COMPLEX

- **CP** - Carrier-Plane: AN-225 or AN-124
- **SOP** - Sub-Orbital Plane - Reusable Winged Booster on the base of Aerodynamic Configuration of the MAKS Orbiter with the RD-120 Oxygen / Kerosene Rocket Engine
- **RS** - Rocket Stage on the base of the SHTORM type Booster technologies with the 11D56U Oxygen / Hydrogen Rocket Engine

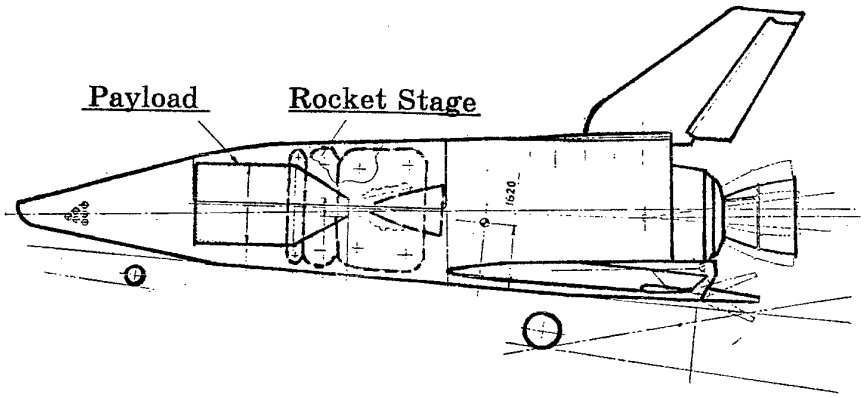
MAIN PURPOSE OF THE *MAKS-D*

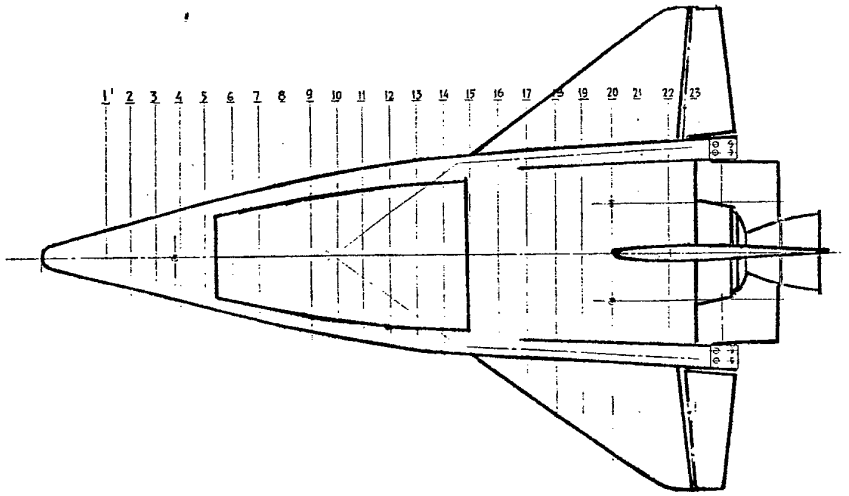
- Injection commercial payloads into the LEO with mass up to **1.5** ton and specific cost of launch less than **1500** $/kg

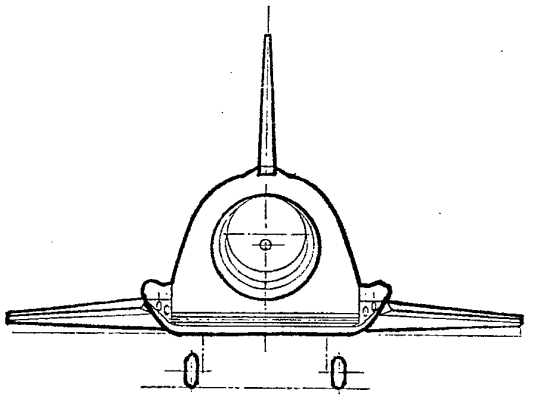
THE *MAKS-D* AEROSPACE COMPLEX
Demonstrator of the MAKS Aerospace System



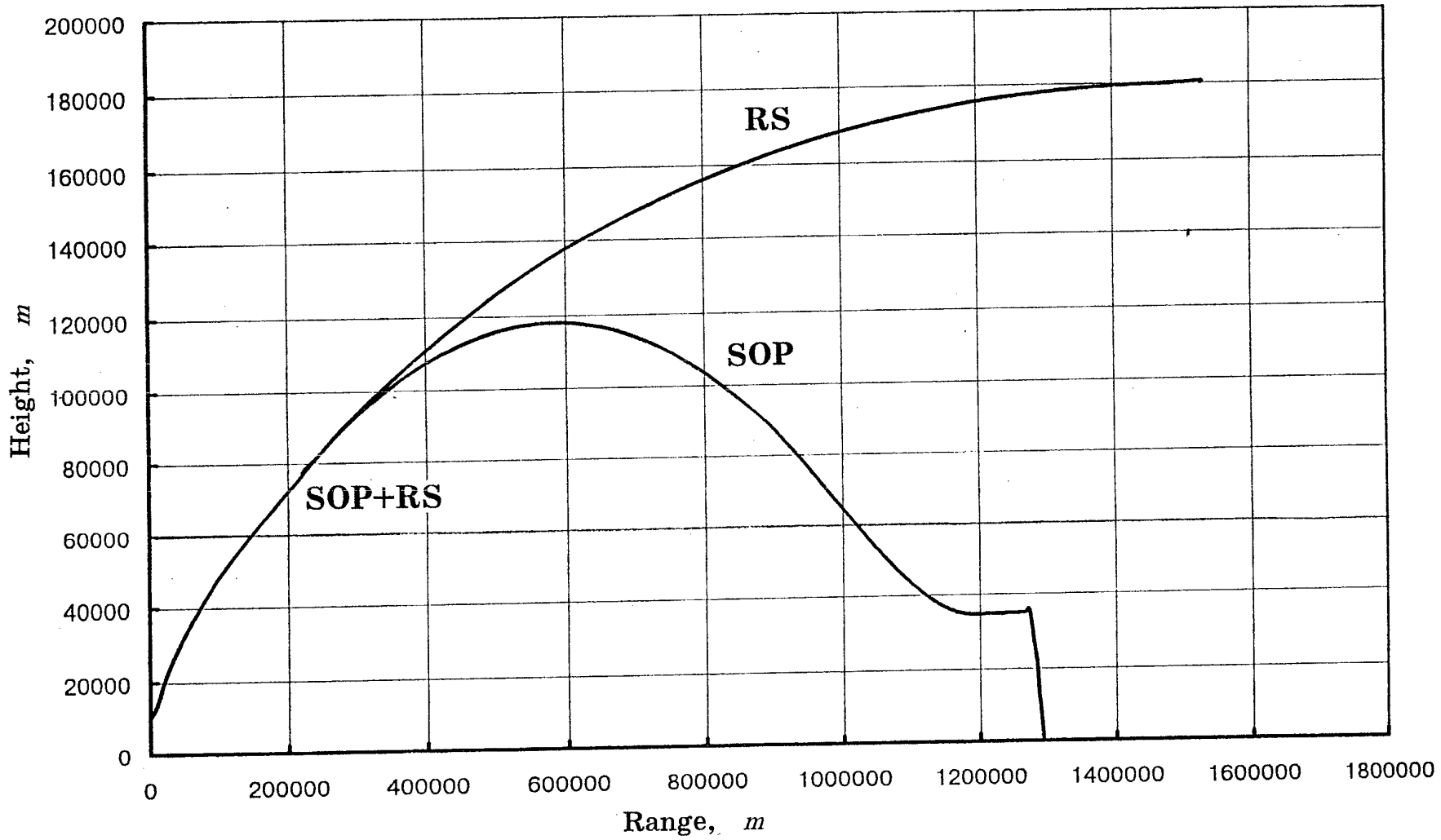
THE *MAKS-D* SUB-ORBITAL PLANE - Reusable Booster of the MAKS Orbiter Configuration with the RD-120



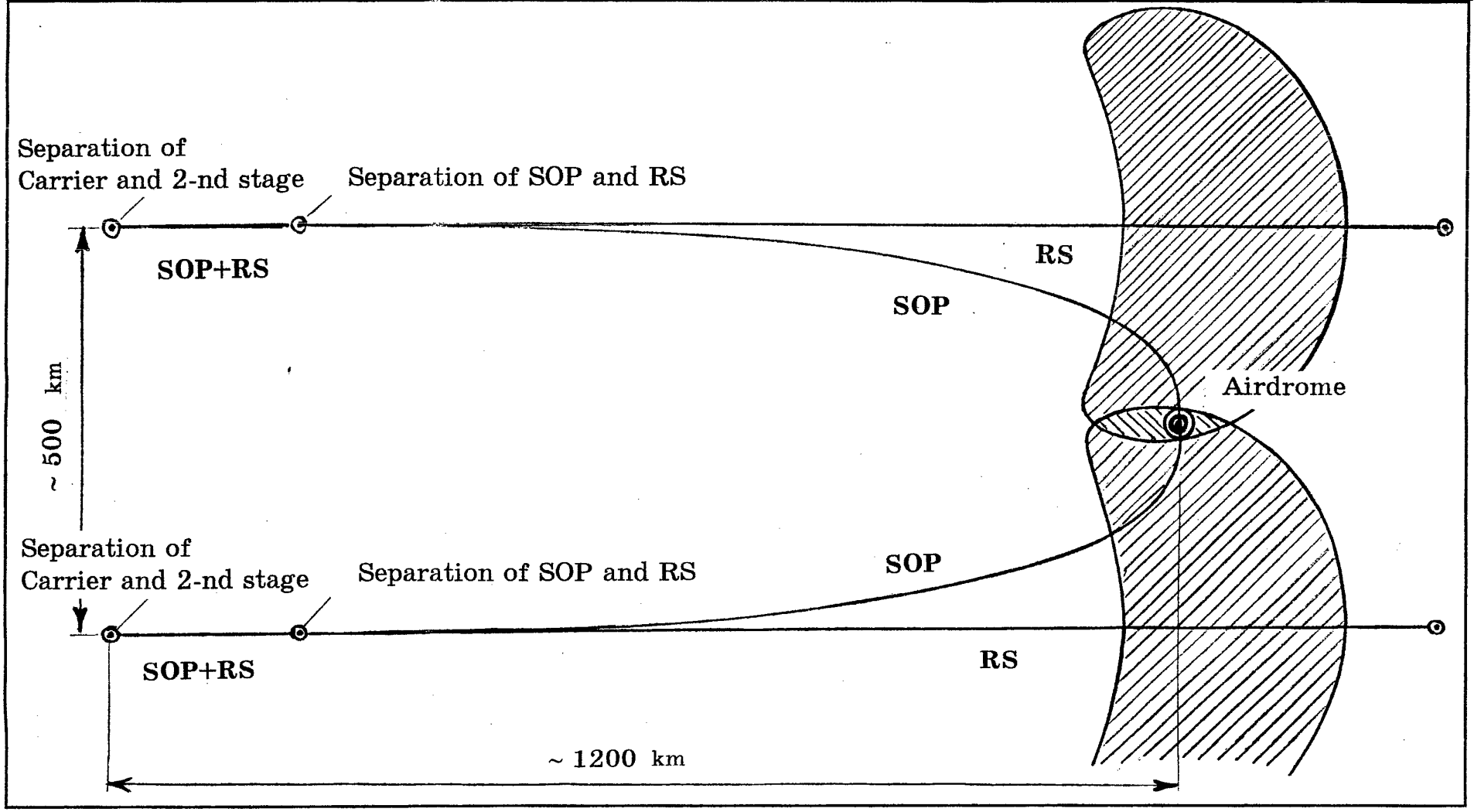




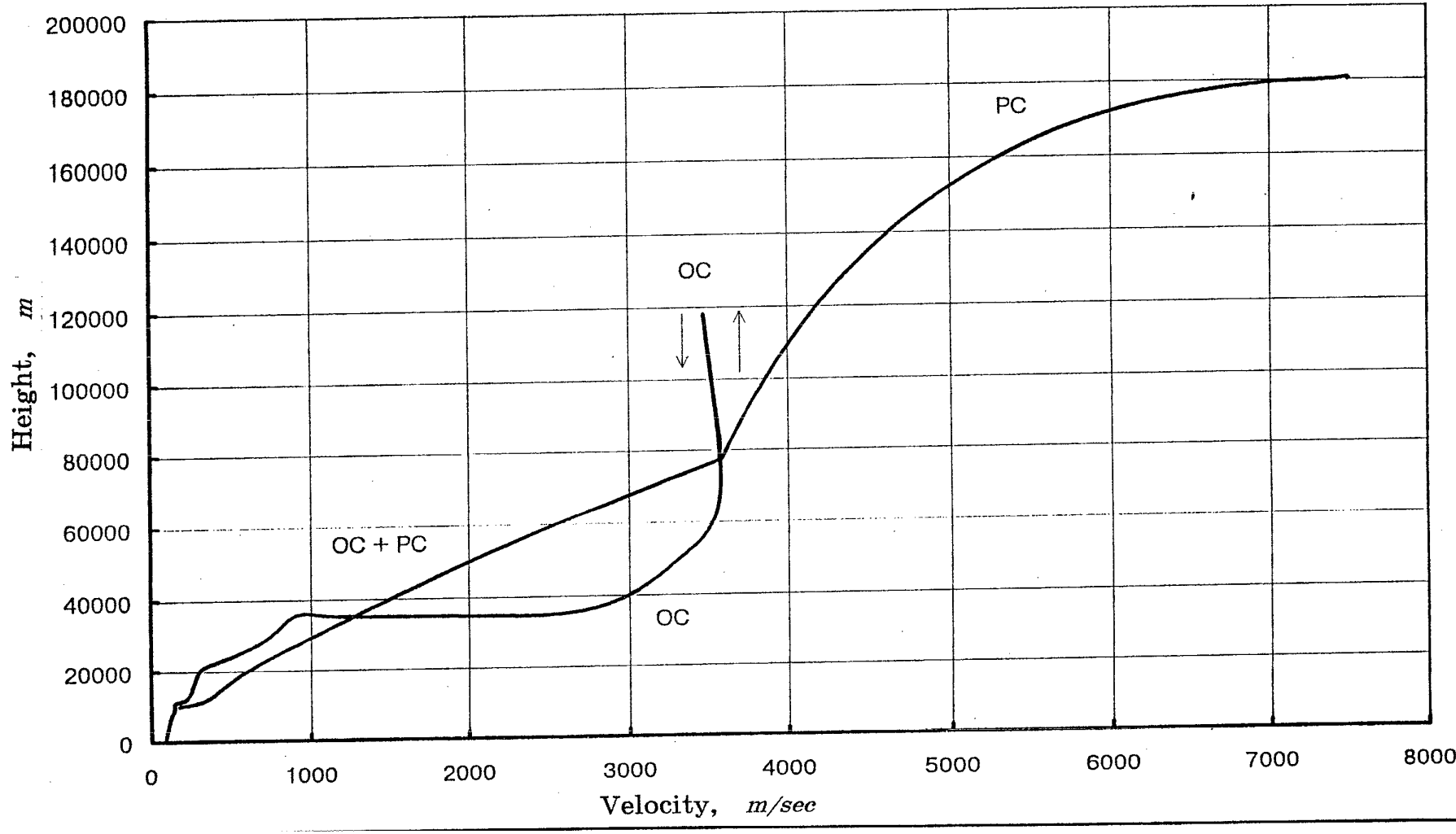
THE *MAKS-D* TRAJECTORY - Longitudinal Projection



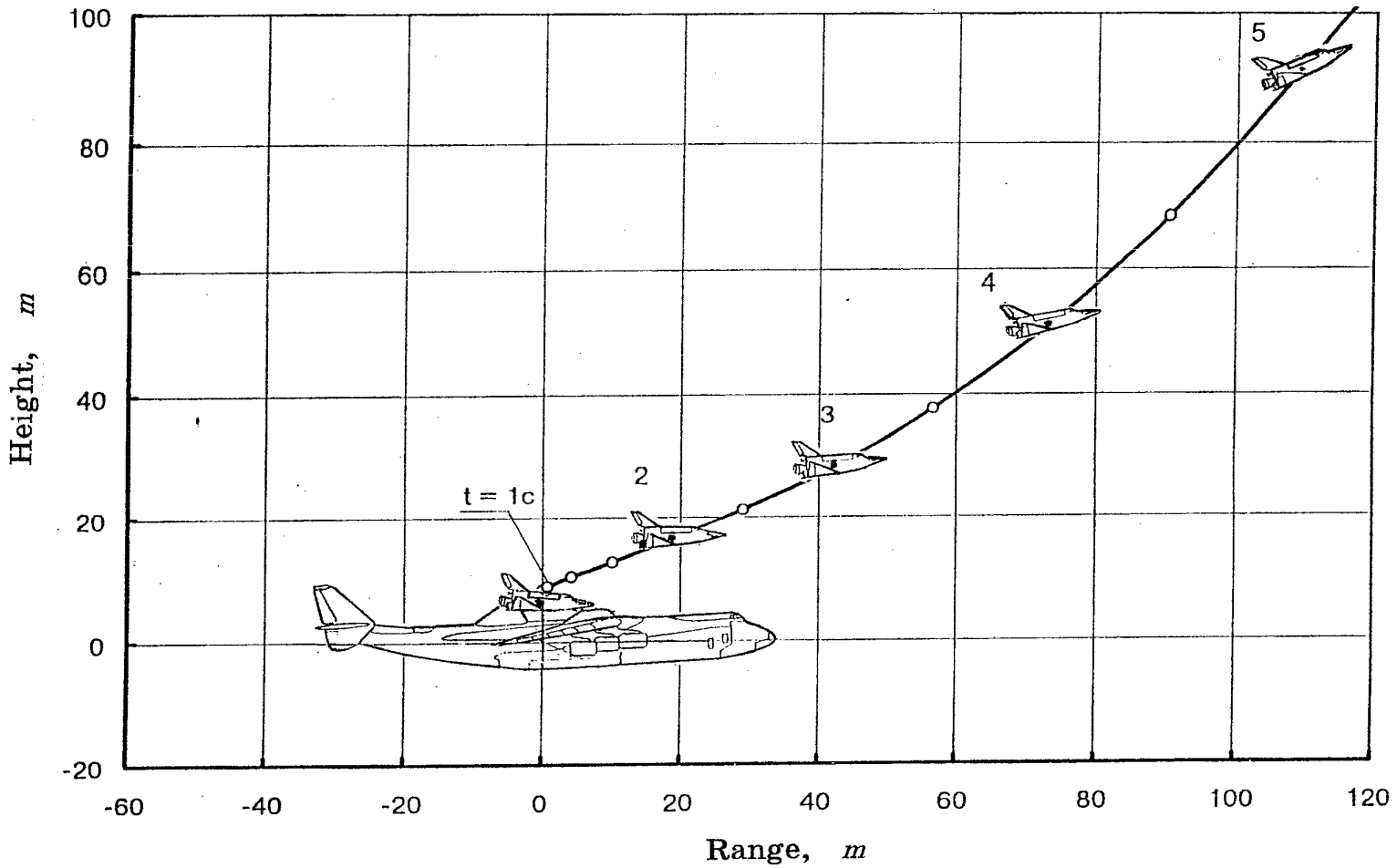
THE *MAKS-D* TRAJECTORY - Horizontal Projection
The SOP Cross Range Capability



THE *MAKS-D* TRAJECTORY
Velocity-Height Projection



THE *MAKS-D* TRAJECTORY
The Carrier-Plane and Sub-Orbital Plane Separation



THE *MAKS-D* PERFORMANCE

TYPE OF THE CARRIER-PLANE	AN-225	AN-124
Take-Off Mass of the Aerospace Complex, *ton*	400	370
Distance from the Take-off Point to the Separation Point, *km*	1200	1200
Take-off Mass of the SOP - 2-nd stage of the Aerospace Complex, *ton*	61,750	61,750
Thrust of the SOP Propulsion Unit in vacuum, *ton*	85,000	85,000
Specific Impulse of the SOP Propulsion Unit in vacuum, *sec*	350	350
Empty Mass of the Sub-Orbital Plane (SOP), *ton*	9,750	9,750
Operational Fuel Mass of the Sub-Orbital Plane, *ton*	45,000	45,000
Mach Number in the Point of the SOP Separation from Carrier-Plane	12,6	12,1
Take-Off Mass of the Rocket Stage (RS), *ton*	7,000	7,000
Operational Fuel Mass of the Rocket Stage for the launch trajectory, *ton*	4,210	4,300
Empty Mass of the Rocket Stage Expendable Booster, *ton*	1,400	1,400
Mass of payload, *ton* i = 51°, H = 200 km i = 51°, H = 1000 km i = 90°, H = 200 km i = 90°, H = 1000 km	 1,390 1,130 1,200 0,950	 1,300 1,050 1,150 0,890
Specific cost of payload launching, *$/kg*	less then 1500	less then 1500

COMMERCIAL PROPOSAL

NPO MOLNIYA proposes for development not expensive the ***MAKS-D*** Launch System including 3 stages:

- The AN-225 or AN-124 Carrier-Plane
- Sub-Orbital Plane - Reusable booster on the base of the **MAKS** Orbiter with Take-Off Mass of **55** ton
- Expendable Rocket Stage on the base of the SHTORM type booster technologies with Take-Off Mass of **7** ton

Proposed Launch System is capable to inject into the LEO ($h = 200$ km, $i = 51°$) payloads up to 1.4 ton

Expected economical parameters of the ***MAKS-D*** system:

- Cost of the research and design work - about 300 mill. dollars
- Cost of the launch - approx. 1.35 mill. dollars
- Specific cost of the payload launch - about 1000 doll/kg

System can be created in 3...4 years and may be based on the Baykonur cosmodrome

Launching capabilities of the ***MAKS-D*** system can be essentially increased (by several times) in case of necessity

NPO MOLNIYA invites interested companies for participation in the joint consortium aimed on creation of proposed economic Launch system

FORMULATION OF THE TECHNICAL PROPOSAL for the *MAKS-D*

1. **NPO MOLNIYA** Scientific & Industrial Enterprise as a member of planned consortium proposes reusable Aerospace System - the ***MAKS-D*** Demonstrator for launching commercial payloads into satellite orbits.

General Designer - *Gleb E. Lozino-Lozinsky*

Main elements of the *MAKS-D* Aerospace System:
- Carrier-Plane - the **AN-225 or AN-124** subsonic aircraft;
- Sub-Orbital Plane - Reusable Booster with the **RD-120** oxygen/kerosene
- rocket engine;
- Space Stage based on the existing or developed rocket boosters.

Cost of development - 275 mill. dollars
Time of development - 3...4 years

Reimbursement of the investments is provided approximately in 1,5...2 years after beginning of the Aerospace System exploitation.

Profit of the investor is defined at the stage of business plan development.

Guarantee of demand on the Aerospace System is provided due to:

- relatively low specific cost for the payloads launch;
- creation by USA before the 2005 year of the global telecommunication system which require launch to the orbit about 1000 communication satellites with mass up to 700 kg;
- absence of any space system on the market which is similar to the proposed Aerospace System;
- number of satellites launched by rocket systems in the period from 1993 to 1996 is about 15...20 per year with estimated cost of the launch from 8 to 15 thousand dollars per kilogram;
- according to estimations of the experts decreasing of the total launch cost for all programs at 20% will lead to increasing of the launched satellites number by three times.

2. **Development** includes manufacturing of one study-training system, technological mock-up and mass-dimensional mock-up of the Sub-Orbital Plane-Booster and equivalent on-board subsystems.

3. **For the program of the System exploitation** aimed on 100 launches per year it is necessary to produce:
- one aircraft-carrier;
- three Sub-Orbital Plane-Boosters;
- required amount of the rocket stage boosters.

Cost of the Carrier-Plane modification:

- **AN-225** - 7.4 mill. dollars
- **AN-124** - 37.5 mill. dollars

4. **Technical documentation** for the **AN-225** and **AN-124** Carrier-Planes are available.

Technical documentation on reusable **Sub-Orbital Plane-Booster** is developed on the base of aerodynamic configuration of the **MAKS Orbiter** with the **RD-120** rocket engine.

Technical documentation on the **Rocket Stage Booster** is developed as modification of the **SHTORM** booster stage with the **11D56U** oxygen-hydrogen rocket engine.

5. At present the samples of proposed Aerospace System are not available. One sample of the **AN-225** Carrier-Plane exists now and prototypes of the **AN-124** Carrier-Plane at presents are widely used for cargo transportation. **CHRUNICHEV** Space Research & Production Center has developed technical documentation on oxygen-hydrogen booster module of the **SHTORM** type (advance project).

6. Some elements of the Aerospace System - the ***MAKS-D*** Demonstrator are protected by patents. Carrier-Plane has license.

7. For realization of the project certain **design-project works** are necessary as well as **manufacturing preparing.**

8. **Cost** of the required design-project works, manufacturing preparing and producing of one experimental sample of Aerospace System is **275** mill. dollars.

9. **Basic stages** of creation and preparing for exploitation of the System:

- **1-st stage** - development and manufacturing of the first sample of the System. Duration **3...4 years.**
- **2-nd stage** - certification tests of separate elements of the System and first commercial flights. Duration **1 year.**
- **3-rd stage** - program of the System commercial exploitation, beginning of the stage in **4...5 years** after the start of development.

10. Qualification of the Aerospace System will require **ground and flight tests.**

11. **Ecological expertise** of the project does not carried out.

12. **Financial investments** of the **NPO MOLNIYA** and other companies-participants will be determined precisely at the formation of consortium.

13. Most attractive features of the ***MAKS-D*** Aerospace System:

- launch into the satellite orbit of commercial payloads with mass up to **1,5** ton at specific launch cost about **1000** dollars per kilogram;
- possibility of use already available aircrafts **AN-225** and **AN-124**;
- availability of basic advanced projects;
- availability of the System basing on the **Baykonur** Launching Center and on other centers;
- possibility of essential increasing (by several times) of launched mass in case of necessity;
- effectiveness;
- ecological cleanness.

14. The table of comparable parameters of the proposed Aerospace System and concurrent Systems

№	System name, Company-manufacturer	Development Cost, mill. dollars	Availability of the System	Cost of the Payload Launch, $/kg
1	Aerospace System - the ***MAKS-D*** Demonstrator, Proposal of **NPO MOLNIYA**, Russia.	**275**	-	**3000...4000**
2	***PEGASUS*** Aerospace System, USA		+	**27800**
3	The ***X-34*** Aerospace System - technology demonstrator, USA	**150...700**	-	**5000...8800**
4	***TAURUS*** - light class Rocket Launcher, USA		+	**17200**

Программа микродвигателей NASA SBIR

Author: Charles Mulford, Co-Author: Constantin Geangu
Marotta Scientific Controls, Inc.
78 Boonton Ave. PO Box 427
Montville, NJ 07045-0427, USA
tele: 973-334-7800

Фирма Marotta Scientific Controls, Inc. (MSCI) продолжает разработку микродвигателей по программе NASA SBIR (Small Buisiness Innovative Research). Главными результатами программы SBIR являются достижения в области технологии микроспутников.

MSCI исследовала, разработала и изготовила миниатюрный газовый двигатель среднего давления, разделительный клапан, в котором использована микромашинная технология, а также электронный привод с низким энергопотреблением для поворота устройств.

MSCI спроектировала, построила и подтвердила испытаниями характеристики микродвигателя и изготовила микроклапан с использованием новой технологии.

Это позволило уменьшить запасы топлива в реактивной системе, а также зарезервировать катоды в электродвигателе.

В статье представлена информация об испытанях и результатах, достигнутых на 2-м этапе программе SBIR.

Ч Милфорд

The NASA SBIR Microthruster Program

Author: Charles Mulford, Co-Author: Constantin Geangu
Marotta Scientific Controls, Inc.
78 Boonton Ave. PO Box 427
Montville, NJ 07045-0427, USA
tele: 973-334-7800

Marotta Scientific Controls, Inc., (MSCI) continues development of Microthruster (MT) under the NASA Small Business Innovative Research (SBIR) Program. The SBIR topic requested advancements in microspacecraft technology.

MSCI investigated, designed and produced a moderate pressure, miniature gas propellant thruster and separately a valve which utilizes MEMS micromachining technology, and a low power electronic driver to actuate the devices. MSCI designed built and tested the thruster performance, and produced a micro valve using similar technology. The technology reduces the size of components used in propulsion system, such as valveing required for redundant cathodes in electric propulsion.

The results and test data collected during Phase 2 of the SBIR program is presented. The presented data demonstrates the desired performance. MSCI provides the following data and results: tight leakage data over anticipated life, demonstration of operation over the pressure and temperature range.

Многофункциональный микроспутник для научных исследований: концепция построения, структурная схема - организация работ

Ю.Н.Агафонов, В.В.Храпченков
ИКИ РАН
117810, г.Москва, ГСП-7, ул. Профсоюзная, 84/32
тел.: (095) 333-52-12
П.Триска, Я.Войта
ИГФИ, Чехия

За почти 40 лет существования космических аппаратов в мире накоплен большой опыт в их конструировании, размещении на них, В ЧАСТНОСТИ, научных приборов, составлении научных программ полета в получении важнейших научных результатов. В частности, в Институте космических исследований Российской Академии Наук (ИКИ РАН) и Институте физики атмосферы Академии наук Чешской Республики (ИФА АН ЧР) создана и отработана в течение двух десятилетий на космических аппаратах серии МАГИОН методика создания, запуска и получения научных результатов с применением микроспутников (проекты МАГИК, АКТИВНЫЙ, ИНТЕРБОЛ). Эта методика позволяет конструировать на современной элементной базе малые спутники весом 40 ÷ 80-100 кг, которые дают возможность проведения полноценных комплексных исследований параметров иносферы и др. и, вместе с тем, могут создаваться в небольших научно-технических коллективах, обладая еще и таким достоинством, как невысокая стоимость. При этом возможна широкая кооперация ученых и инженеров разных стран; так, например, в малый спутник МАГИОН-4 вложен труд коллективов из 12-ти стран.

Достоинством такой кооперации, помимо постоянного обмена международным опытом, является также возможность географического расширения зон приема научной информации; характеристики применяемых на таких аппаратах командно-телеметрической радиолинии позволяют создавать недорогие станции приема и управления.

Проект низкоорбитальной космической системы связи "Гонец"
(Цели, задачи, продвижение)

Козлов В.И., Мартынов А.А.
Российское космическое агентство
129857, г. Москва, ул. Щепкина, 42
Факс: (095) 288-90-63

Козлов А.Г., Графодатский О.С.
НПО прикладной механики им. академика М.Ф. Решетнева
662990, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
Факс: (391-97) 2-26-35

Тамаркин В.М., Власов В.Н.
НИИ точных приборов
127490, г. Москва, Юрловский пер.,2
Факс: (095) 404-79-66

Одним из основных направлений развития спутниковых систем связи с начала 90-х годов является создание систем на базе низкоорбитальных КА. В настоящее время в мире разрабатывается около 20 различных национальных и международных проектов низкоорбитальных систем. Столь высокий интерес к низкоорбитальной связи обусловлен следующими основными причинами:

- орбиты низкоорбитальных спутников проходят значительно ближе к Земле (700-1500км) по сравнению с геостационарными и высокоэллиптическими орбитами, что позволяет существенно снизить энергетику радиолиний и иметь на Земле малогабаритные абонентские терминалы (АТ) весом от 0,5 до 3 кг при небольших размерах антенн;
- земные станции (АТ) могут быть размещены непосредственно у пользователя, что существенно расширяет сферу телекоммуникационных услуг, обеспечивая возможность глобальной персональной связи;
- тенденцией к персональной связи;
- возможностью обеспечения глобальности связи;
- низкими тарифами на услуги связи и ценами на абонентские терминалы.

Низкоорбитальные спутники, как правило, имеют небольшую массу и могут выводиться на орбиту как ракетами малого класса, доработанными в рамках конверсионных программ (одиночные пуски), так и среднего класса (групповые запуски), при этом запуски относительно дешевы.

Кроме того, многоспутниковые низкоорбитальные системы обладают повышенной живучестью за счет того, что выход из строя одного или нескольких КА системы не приводит к катастрофическим перерывам в связи. В то же время низкоорбитальные системы обладают и рядом недостатков, основным из которых является перемещаемость КА относительно абонента, что приводит к необходимости сложной организации связи.

О. Графодатский

К настоящему времени сложилось деление низкоорбитальных систем связи на три класса:

Первый класс - это малые низкоорбитальные системы спутниковой связи (litlle LEO) с космическими аппаратами весом до нескольких сот килограмм и предназначенные для пакетной передачи данных (NON VOICE, NON GEO, NVNG).

Диапазоны частот для систем этого класса лежат ниже 1 ГГц.

Второй класс - большие низкоорбитальные системы спутниковой связи (big LEO) с космическими аппаратами весом от 300 до 700 кг. Эти системы предназначены, в основном для обеспечения абонентов радиотелефонной связью, и как дополнительная услуга - для передачи данных.

К третьему классу относятся так называемые супербольшие низкоорбитальные системы - Teledesik, Skybridge и т.д. предназначенные для реализации в космосе информационной супермагистрали (Интернет в небе).

НКСС «Гонец» по приведенной классификации относится к классу малых низкоорбитальных систем спутниковой связи, занимая в этом классе как бы верхний уровень (наличие небольшого числа речевых каналов, способность передавать относительно большие информационные массивы и т.д.)

В материалах настоящей статьи описаны основные виды услуг, предоставляемые системой «Гонец», как малой низкоорбитальной системой спутниковой связи, дана оценка рынка услуг таких систем, определено место НКСС «Гонец» среди других низкоорбитальных систем.

Рассмотрены также основные характеристики космического комплекса НКСС «Гонец».

Виды услуг, предоставляемых НКСС, и оценка потребительского рынка

Разные классы НКСС ориентированы на разные виды представляемых услуг.

Малые НКСС ориентированы, в основном, на следующие классы услуг:

1. Услуги, связанные с определением местоположения объекта.
2. Услуги, связанные с мониторингом объектов.
3. Персональная связь.

К первому классу относятся услуги по двустороннему обмену информации с грузовиками, такси, кораблями, автомобильным и железнодорожным транспортом, а также услуги, связанные со службой поиска и спасения.

Ко второму классу относятся услуги, связанные с мониторингом окружающей среды, а также сбором информации со счетчиков расхода ресурсов (электроэнергия, газ, вода), оценкой состояния зданий и др. объектов промышленной деятельности.

К третьему классу относятся услуги, связанные с глобальным пейджингом, телеопросами, операциями с кредитными карточками, телеобучением, телемедициной, безопасностью объектов и т.д.

Практическим все создаваемые малые НКСС ориентированы только на обеспечение услуг 1-ого и 2-ого классов. НКСС «Гонец», однако, в силу своих

характеристик способна предоставлять услуги и по обеспечению персональной связью.

Большие НКСС ориентированы на следующие основные виды услуг:

- радиотелефонная связь с подвижными и стационарными абонентами,
- передача факсимильной информации,
- глобальный пейджинг,
- передача информации о местоположении подвижных объектов,
- передача межкомпьютерной информации.

Сверхбольшие НКСС ориентированы на передачу очень больших массивов информации по информационной супермагистрали и высококачественной передачи речи по широкополосным каналам.

Учитывая принадлежность проектируемой системы к классу малых НКСС, основное внимание в материалах сосредоточено на анализе емкости потребительского рынка передачи данных.

К основным категориям пользователей, на которые может быть ориентирован рынок услуг низкоорбитальных систем связи относятся следующие.

1. Регионы со слабо развитой (или с полным отсутствием) инфраструктурой связи.

Низкоорбитальные системы практически не имеют альтернативы при организации связи в полярных широтах и в регионах со слаборазвитой инфраструктурой связи и низкой плотностью населения. К таким регионам относятся большинство развивающихся стран, в которых проживает около 3 млрд. человек или 60% населения Земли. Большую часть территории России и стран ближнего зарубежья также следует отнести к таким регионам.

Обеспечение двусторонней связи между абонентами, находящихся в малонаселенных и труднодоступных районах, сельских поселках и деревнях, является ключевым сектором рынка низкоорбитальных систем. При ориентации на этот рынок следует учитывать, что уровень платежоспособного спроса в этих регионах, как правило, невысок.

К этой же категории пользователей следует отнести абонентов, находящихся в экспедициях, геологических партиях, т.е. всех тех, кто удален от наземных сотовых или телефонных сетей связи. Имеются и другие пользователи, ориентированные на услуги электронной почты, спутникового радиотелефона и пейджинговой связи.

Мировая потребность в услугах электронной почты и услуг персонального вызова составляет 20 млн. пользователей.

2. Глобальные ведомственные или корпоративные сети передачи данных.

Большую популярность в мире получили локальные вычислительные сети. Основной их недостаток - это ограниченность зоны действия. Внедрение средств спутниковой связи в локальные (LAN) или территориальные сети (WAN) затруднено при использовании существующих систем спутниковой связи. Только

с появлением средств персональной связи возможно создание глобальных сетей передачи данных. Низкоорбитальные системы обеспечат не только снижение затрат на объединение локальных и территориальных сетей, но и позволят связать между собой пользователей различных офисов, фирм, и их многочисленных отделений, разбросанные по всему миру. С помощью этих сетей можно произвести обмен банковской, медицинской, научной и другими видами информации. Для этого достаточно установить абонентский терминал на одно из рабочих мест пользователя и абоненты всей локальной сети получат доступ к удаленным сетям и их базам данных.

3. Подвижные объекты, транспорт.

Одним из наиболее массовых пользователей на рынке услуг связи являются подвижные абоненты. Низкоорбитальные системы позволяют организовать связь с автомашинами, самолетами, судами и поездами. Рынок, на который рассчитывают подвижные системы спутниковой связи, включает в себя сухопутные, морские и авиационные средства связи.

Сухопутные средства, в свою очередь, охватывают ведомственные и корпоративные системы подвижной связи, системы персонального вызова (пейджинга), системы связи для сельских районов. Отдельный сегмент рынка составляют системы определения местоположения абонентов и системы экологического, промышленного и научного мониторинга.

Общее число пользователей средств сухопутной подвижной связи составляет более 30 млн., включая абонентов сотовых, транкинговых и пейджинговых систем.

Следующий крупный сектор рынка составляют средства морской радиосвязи. В настоящее время этот сектор рынка насчитывает более 200 тысяч судов разного класса, оснащенных, в основном, средствами КВ радиосвязи. Доля средств спутниковой связи (система Инмарсат) составляет около 6%. Для пассажирских морских судов важное значение приобретает возможность речевой телефонной связи с выходом в телефонную сеть общего пользования.

Кроме того, существует большое число малых плавсредств (рыболовецкие суда, прогулочные яхты и др.), многие из которых вообще не имеют средств связи. Для обеспечения безопасности плавания на них требуется такой вид услуг, как передачи экстренных сообщений и данных о местоположении. Мировой рынок малых плавсредств составляет порядка 20.000.000 судов.

Рынок авиационных средств связи включает в себя системы технологической связи, призванные обеспечить безопасность полетов и системы связи для пассажиров. Емкость этого рынка в США оценивается примерно в 200 тыс. единиц.

Наиболее приоритетным рынком для низкоорбитальных систем, ориентированных преимущественно на передачу данных, является отрасль грузовых перевозок (автомобильных, железнодорожных, морских и авиационных).

Данная отрасль быстро развивается и фактически считается стратегической, в которой многие страны в ближайшие годы попытаются выйти на мировой рынок.

Как показано в исследованиях, проведенных ЕКА, большинство компаний по перевозке грузов считают, что их потребности в услугах связи будут постоянно возрастать, и что существующие системы связи не удовлетворяют их требованиям.

Парк междугородных автобусов также является потенциальным потребителем на рынке услуг связи, т.к. движение предусматривается строго по расписанию, а, следовательно, необходимы услуги по определению местоположения на всем маршруте следования транспорта.

Для перевозки грузов по железной дороге в основном используются большегрузные контейнеры или цистерны. От средств связи требуется сбор и передача по спутниковым каналам данных от датчиков, измеряющих температуру, давление, уровень жидкости в цистернах и других параметров.

Транспортировка морским и речным транспортом опасных грузов, в первую очередь химических материалов и нефтепродуктов, несет большую опасность. Катастрофы на море могут привести не только к человеческим жертвам, но и к загрязнению окружающей среды, что в итоге может принести большие убытки. Контроль состояния перевозимых грузов для них имеет первостепенное значение. Для малых плавсредств (рыболовецких судов, прогулочных яхт и др.) также требуются услуги по определению местоположения и обеспечению связи с береговыми службами.

Мировая потребность в услугах определения местоположения с помощью низкоорбитальных систем приведена в табл.1.

Таблица 1.

Наименование	**Мировая потребность, шт.**	**Потребность США, в %.**	**Число LEO пользователей в США.**
Грузовики	1.800.000	25	450.000
Трейлеры	3.900.000	25	975.000
Морские суда	500.000	10	50.000
Малые плавсредства	20.000.000	5	1.000.000
Поиск угнанных автомобилей	160.000.000	5	8.000.000

4. Экологический, промышленный и научный мониторинг.

Проблемы контроля состояния окружающей среды, состояния нефте- и газопроводов, сбора гидрометео- и другой научной информации наиболее эффективно решаются именно с помощью низкоорбитальных спутниковых систем связи. Такие объекты, как нефте- и газопроводы, обычно находятся на значительном удалении от крупных населенных пунктов, а, следовательно, обеспечить их контроль с помощью существующих средств наземной и спутниковой связи затруднительно.

Мировая потребность в системах автоматизированного сбора данных от необслуживаемых датчиков и других объектов огромна. Так, потенциальная потребность в указанных телекоммуникационных услугах составляет:

Система энергоснабжения - 200 млн. датчиков.

Система водного хозяйства - 80 млн. датчиков.

Нефтепроводы - 2 млн. датчиков.

Газопроводы - 1 млн. датчиков.

Национальный рынок LEO пользователей США равен 10% от мировой потребности, т.е. составляет 23,8 млн.

5. Средства, работающие в экстремальных условиях.

В соответствии с Международным соглашением по решению проблем чрезвычайных ситуаций в Европе, которое подписали большинство европейских стран, в том числе и Россия, одной из основных является задача защиты от экологических катастроф и организация помощи в тех случаях, когда катастроф избежать не удается.

При возникновении стихийных бедствий и чрезвычайных ситуаций (землетрясений, наводнений, экологических или промышленных катастроф) наиболее быстрым и эффективным способом организации связи с районом бедствия является использование спутниковых терминалов. Малогабаритные терминалы могут быть быстро доставлены в нужный район и развернуты в течение нескольких минут. Возможность работы с любых направлений горизонта, высокая конфиденциальность передачи данных делают их незаменимыми в районах стихийных бедствий и местах конфликтов.

В процессе же дальнейшего восстановления связи в районе чрезвычайной ситуации могут разворачиваться перевозимые земные станции и другие средства, позволяющие восстановить все виды связи, в том числе и телевидение. К этой же категории пользователей следует отнести аварийно-спасательные и пожарные службы.

6. Средства обеспечения безопасности.

Малогабаритные терминалы низкоорбитальных систем окажутся достаточно эффективны при слежении за перемещением ценных грузов или транспортных средств при их угоне. В случае вскрытия контейнера с ценным грузом автоматически посылается аварийный сигнал и данные о местонахождении подвижного объекта. Эти данные по каналам низкоорбитальной системы поступают в ближайшую к месту происшествия службу охраны порядка. С их помощью может быть также организована охрана дачных участков и других удаленных объектов.

Поиск угнанных автомобилей является одной из приоритетных областей использования низкоорбитальных систем. К числу потенциальных пользователей только в США относят 8 млн. автомобилей, что составляет 5% от мировой потребности в этом виде услуг.

7. Абоненты пейджинговой связи.

Большую популярность во всем мире получили системы персонального радиовызова. Основной недостаток этих систем - ограниченность зоны действия. Низкоорбитальные системы позволят обеспечить региональный или глобальный персональный вызов на всей территории Земли даже в случае, если местоположение пользователя неизвестно. Абоненты могут быть закреплены за отдельными региональными станциями, как в традиционных системах пейджинговой связи. Для абонентов же, район пребывания которых точно неизвестен, предусматривается возможность дублирования сообщений через разные региональные станции.

Спектр применения услуг персонального вызова очень широк. Они наиболее привлекательны для журналистов, бизнесменов, общественных деятелей, путешественников и всех тех, чья деятельность связана с разъездами.

Существуют и другие области применения низкоорбитальных систем, такие как телемедицина, телеобучение и другие, которые не включены в приведенный выше перечень, поскольку не оказывают заметного влияния на показатели экономической эффективности системы в целом.

Следует отметить, что в некоторых из перечисленных областей спутниковая связь уже завоевала прочные позиции, в то время как в других наблюдается процесс быстрого расширения, сопровождаемый ростом числа пользователей.

Таким образом, общая емкость рынка услуг для НКСС передачи данных составляет по разным оценкам от 100 до 400 млн. пользователей.

В настоящее время на рынке услуг НКСС предполагают работать достаточно большое число малых, больших и сверхбольших систем. Из малых НКСС это Orbcomm, Starsys, Faisat, Leosat, LeoOne, Gemnet, E-Sat и т.д.

Из больших НКСС это Иридиум, Глобалстар, Одиссей, ISO, Эллипсат.

Системы Teledesic, Skibridge и Celesti предполагают работать, в основном, на рынке межкомпьютерных коммуникаций. Общее количество персональных компьютеров в мире 125 млн. (в 1995 г.) с ежегодным ростом в 20% является неисчерпаемым рынком для этих систем.

Остановимся вначале на заявленном числе пользователей малых НКСС.

Система Orbcomm заявила о потенциальном числе пользователей в 5 млн. абонентов в 2001 г. Из них наибольшее число (до 4,5 млн.) приходится на передачу аварийных сообщений, сбор данных (265 тыс.) и т.д.

Система Starsys предполагает привлечь к 2001 г. До 7 млн. пользователей.

Система Faisat рассчитывает привлечь до 2 млн. пользователей. По несколько миллионов пользователей рассчитывали привлечь системы Leo One Usa и Gemnet.

Большие НКСС, как уже отмечалось, кроме услуг радиотелефонной связи предполагают предоставлять услуги и по передаче данных.

Так в Иридиуме из общего предполагаемого числа пользователей в 3,4 млн. 30% будут пользоваться услугами передачи данных.

В системе Глобалстар до 64% пользователей (из 3 млн.) будут пользоваться услугами передачи данных.

Можно предположить, что близкое соотношение (около 40%) из общего числа абонентов остальных больших НКСС будут пользоваться услугами передачи данных. Таким образом, общее число абонентов создаваемых НКСС составит 22 млн., что составит 20% от потенциальной емкости рынка.

При оценке потенциального рынка для НКСС «Гонец» мы не учитываем конкуренцию со стороны геостационарных систем.

В настоящее время из геостационарных систем услуги передачи данных представляют системы Омнитрак, Инмарсат и Евталтрак. Суммарное количество абонентов этих систем не превосходит нескольких сот тысяч. Даже с введением новых геостационарных систем потенциальный рынок остается огромным.

Все выше сказанное позволяет утверждать, что заявленный потенциальный объем рынка НКСС «Гонец» может быть реализуем даже в условиях достаточно жесткой конкуренции.

Сравнительные характеристики НКСС приведены в табл.2.

Космический комплекс НКСС "Гонец"

В России, как и в других космических державах, в последние годы отчетливо просматривается тенденция расширения использования малых космических аппаратов (МКА), массой не превышающих нескольких сотен килограммов. Указанная тенденция обусловлена рядом экономических и технологических факторов, а также требованиями конкретного целевого использования средств космической техники.

Развитию малых размеров в космическом аппаратостроении способствуют последние достижения в миниатюризации электронно-вычислительной техники, в области создания легких и прочных конструкционных материалов, возможности использования для запуска МКА снимаемых с боевого дежурства межконтинентальных баллистических ракет и доработка их для конверсионного применения. На базе идей МКА предполагается создание основного звена НКСС "Гонец" - космического комплекса.

В состав космического комплекса "Гонец" входят следующие составные части:

- ракетно-космический комплекс (РКК), обеспечивающий групповое выведение КА на орбиту;
- орбитальная группировка КА (ОГ КА);
- автоматизированная система управления орбитальной группировкой КА (АСУ ОГ КА).

Анализ альтернативных проектных решений, проведенный разработчиками, показал, что для создания конкурентоспособного отечественного низкоорбитального КА связи необходимо пересмотреть традиционные отечественные подходы к созданию низкоорбитальных космических аппаратов связи, реализованных, например, на конверсионных КА типа "Гонец-Д1". Как следствие, претерпела кардинальные изменения не только конструктивно-компоновочная схема спутника. Следует отметить использование в составе КА «Гонец» бортового цифрового вычислительного комплекса, прецизионной системы ориентации и стабилизации КА (введены оптические, инерциальные и

исполнительные приборы, применены ориентируемые панели БС), системы навигации и управления движением (для решения задачи точного определения местоположения), системы коррекции (для поддержания баллистической структуры орбитальной группировки), высокопроизводительной системы терморегулирования (в связи с ужесточением требований со стороны бортовых систем), высокоэффективной системы электропитания (в связи с ростом энерговооруженности спутника и увеличением ресурсов, выделяемых на БРТК).

Бортовой радиотехнический комплекс КА «Гонец» обеспечивает:

- переретрансляцию цифровой информации между абонентами системы в том числе и с промежуточным хранением ее в бортовом запоминающем устройстве, включая организацию доступа к ресурсам КА и организацию доставки информации;
- управление целевыми и обеспечивающими системами КА совместно с наземными средствами автоматизированной системы управления, включая формирование и передачу телеметрической и диагностической информации о состоянии БРТК и систем КА, а также сигналов радиоконтроля орбиты.

В состав БРТК КА "Гонец" входят:

- ретрансляторы диапазона 0,2-0,4 ГГц (каналы системы "Гонец-Д1" и скоростные каналы);
- антенно-фидерные устройства.

Достоинством используемой в БРТК КА «Гонец» коммутации сообщений является автономность функционирования, что очень важно для регионов, где по каким-либо причинам невозможно размещение региональных станций, например, в акватории Мирового океана.

Бортовой комплекс управления и система управления КА «Гонец» в целом построены по магистрально-модульному принципу с централизованным управлением. В качестве внутренней магистрали используется параллельный локальный интерфейс, уже реализованный на ряде КА, разрабатываемых в НПО ПМ. В качестве внешних цифровых интерфейсов бортового комплекса управления используются мультиплексный канал обмена и последовательный интерфейс RS-232C, соответствующие отечественным и международным стандартам, что позволяет использовать широкий ассортимент отечественных и зарубежных приборов и устройств в составе служебных и целевых систем КА. Предложенный принцип построения бортового комплекса управления КА «Гонец» позволяет гибко изменять конфигурацию системы управления.

Бортовой цифровой вычислительный комплекс построен на основе 2-х бортовых цифровых вычислительных машин, объединенных в комплекс по принципу аппаратно-программного управления резервами. Бортовые цифровые вычислительные машины работают под управлением устройства поддержки отказоустойчивости и аварийного блока управления бортового комплекса управления.

Система ориентации и стабилизации построена на базе чувствительных элементов - прибора ориентации на Солнце, прибора ориентации на Землю, измерителя угловых скоростей, магнитометра и исполнительных органов - электромагнитных исполнительных органов, приводов батарей солнечных, электромагнитных устройств. К особенностям построения системы ориентации и

стабилизации следует отнести возможность обеспечения высокой точности угловой ориентации КА в пространстве с различными вариантами приборов, использование двух приводов панелей батарей солнечных, расположенных в районе центра масс спутника.

Система навигации и управления движением построена на базе бортовой навигационной аппаратуры, обеспечивающей прием радиосигналов системы GPS/«Глонасс». При этом обеспечивается точность определения положения КА на НКО не хуже 70 метров. Предполагается использование бортовой навигационной аппаратуры в интересах СОС для определения углового положения спутника.

Система коррекции построена на базе двигателя коррекции, позволяющего корректировать аргумент широты КА "Гонец" с точностью ± 0,2°.

Система электропитания построена на базе ориентируемых батарей солнечных на кремниевых фотопреобразователей, никель-водородной аккумуляторной батареи и блока автоматика.

Система терморегулирования КА «Гонец» создается на базе пассивных средств терморегулирования с использованием экранно-вакуумной теплоизоляции, кондуктивного теплоотвода по элементам конструкции, выравнивания с помощью тепловых труб полей температур на радиационных поверхностях, применения компенсационного и управляемого электрообогрева.

Общий вид КА "Гонец" представлен на рис. 1.

КА "Гонец" имеет следующие основные технические характеристики:

- ресурс 7 лет при расчетной вероятности безотказной работы за САС - 0,771;
- масса не более 250 кг;
- точность угловой ориентации - 15 угл. минут;
- точность определения местоположения КА на орбите - не более 70 м;
- общая средневитковая энерговооруженность КА не менее 0,25 кВт, при этом пиковая до 0,5 кВт
- возможность корректировать аргумент широты КА "Гонец" с точностью ± 0,2°, позволяющей обеспечить высокую стабильность баллистической структуры орбитальной группировки;
- автономность КА и простота в управлении.

Еще одной составной частью космического комплекса "Гонец" является орбитальная группировка. Анализ возможных вариантов построения орбитальной группировки КК "Гонец" показал, что наилучшие характеристики обслуживания абонентских терминалов достигаются при баллистической структуре орбитальной группировки, имеющей круговую орбиту высотой ≈1500 км и наклонением ≈82°.

Предполагается поэтапное развертывание орбитальной группировки. Общий вид баллистической структуры орбитальной группировки первого этапа приведен на рисунке 2, второго этапа - на рисунке 3.

Орбитальная группировка первого этапа состоит из 12 КА, размещенных в трех плоскостях по 4 КА в каждой (система 3х4). Вторая плоскость относительно первой и третья относительно первой разнесены по долготе восходящего узла на 66°. Фазирование КА одной орбитальной плоскости – равномерное. Фазирование КА в соседних орбитальных плоскостях через 45°. Орбитальная группировка

первого этапа является фрагментом орбитальной группировки второго этапа и обеспечивает время ожидания на территории РФ не более 10 мин., а время переноса информации с переретрансляцией через наземную станцию до 1 часа.

Орбитальная группировка второго этапа состоит из 48 КА, размещенных в шести плоскостях по 8 КА в каждой (система 6х8). Орбитальные плоскости (кроме первой и шестой) смещены по долготе восходящего узла относительно соседней на 33°. Фазирование КА в соседних орбитальных плоскостях (кроме первой и шестой) через 22,5°. Система второго этапа обеспечивает время переноса с переретрансляцией через наземную станцию - до 40 минут.

Полученная массовая размерность КА "Гонец" (не более 250 кг) определяет достаточно широкую номенклатуру средств выведения, позволяющих обеспечить групповое и одиночное выведение КА "Гонец" на целевую орбиту: КРН «Космос», КРН «Рокот», КРН «Рикша», КРН «Штиль», КРН «Нева», КРН «Старт». Тем самым, принципиальная возможность формирования орбитальной группировки КК «Гонец» не вызывает сомнений даже с учетом того, что рассматривались средства выведения только отечественного изготовления. Однако, исходя из минимизации затрат на выведение и предстартовую подготовку к запуску, а также с учетом реального состояния готовности средств выведения к их использованию, в качестве основного варианта средств выведения выбран КРН "Рокот".

Ракета-носитель легкого класса "Рокот" разрабатывается ГПНЦ им. Хруничева на базе конверсионной двухступенчатой МБР РС-18 (по международной классификации - SS-19).

Таким образом, разработанные космический комплекс «Гонец» имеет следующие основные характеристики.

Баллистическое построение орбитальной группировки КК "Гонец" имеет следующие основные характеристики:

- тип — круговая
- высота, км — 1500
- наклонение, град — 82
- количество плоскостей
  - на первом этапе — 3
  - на втором этапе — 6
- количество КА в одной плоскости
  - на первом этапе — 4
  - на втором этапе — 8

Развертывание орбитальной группировки осуществляется РН "Рокот" по четыре КА "Гонец" в каждом запуске.

О. Графодатский

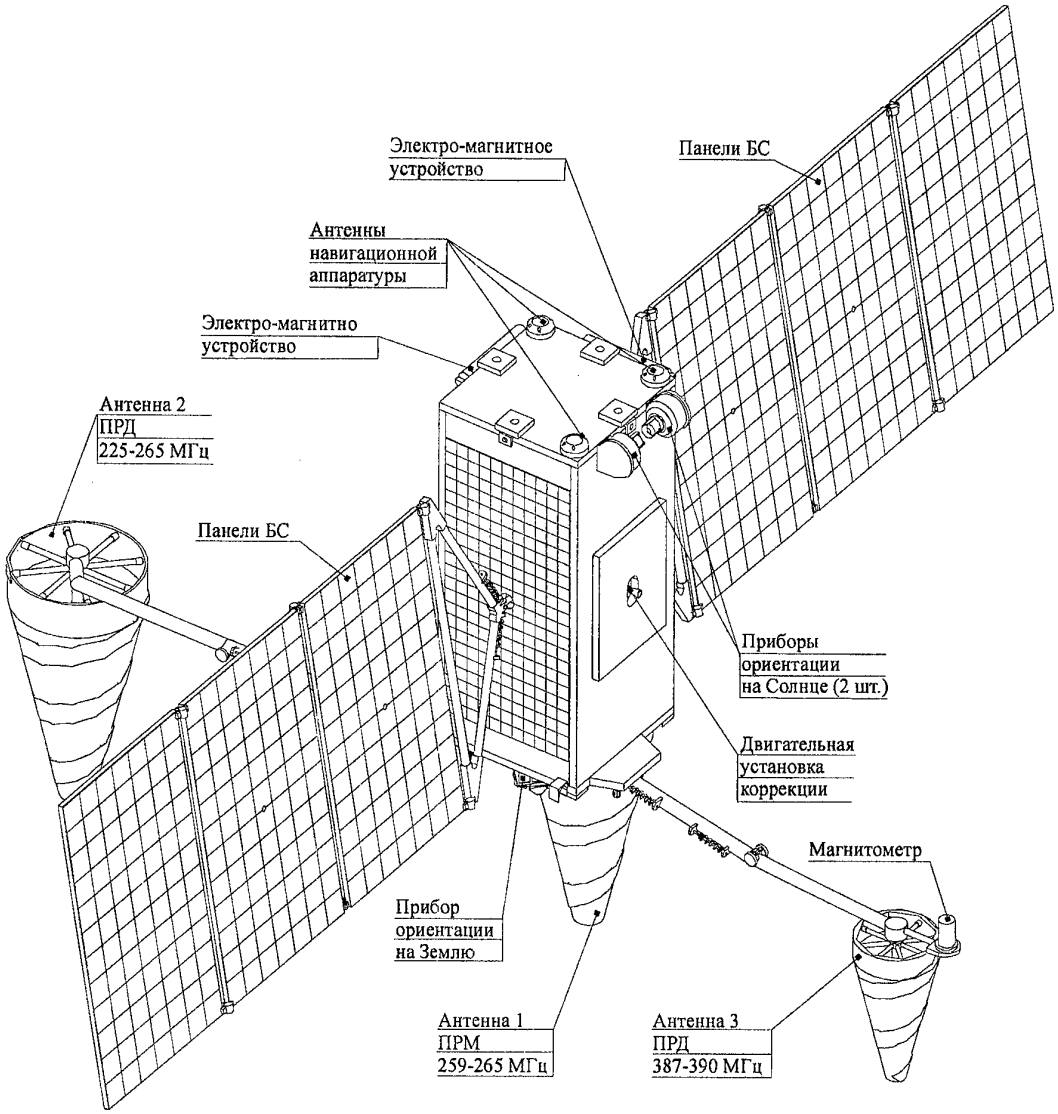


Рис. 1. Общий вид КА «Гонец»

О. Графодатский

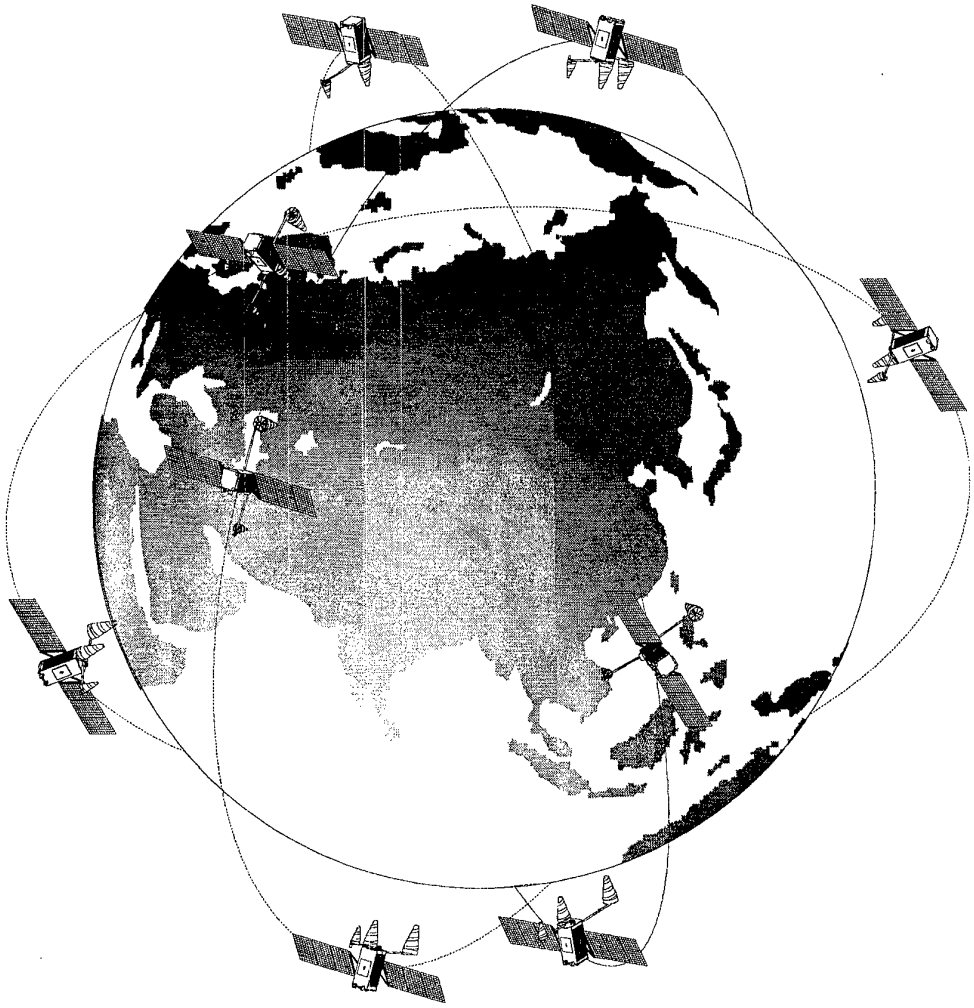


Рис.2. Структура орбитальной группировки КК "Гонец" первого этапа (3*4)

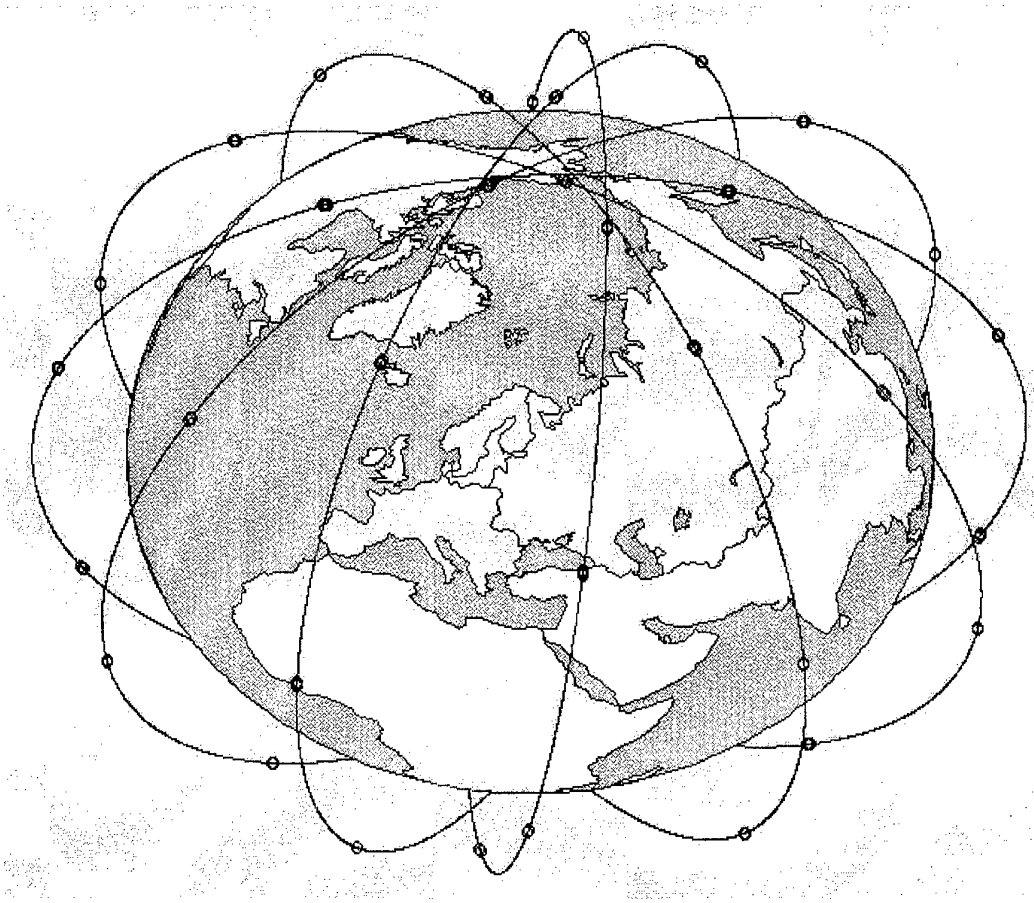


Рис.3. Структура орбитальной группировки КК "Гонец" второго этапа (6*8)

Сравнительные характеристики НКСС

Таблица 2.

	Гонец	Iridium	Globalstar	Odyssey	ICO-Glo.(Inm.-P)	Calling	Teledesic	Orbcomm	Starsys	Ellipsat	Сигнал
1. Тип и назначение системы, предоставляемые услуги	передача речи, передача данных со скор. до 64 кбит/с, пейджинг	передача речи, данных, факсимильных сообщений со скор. до 2,4 кбит/с, пейджинг	передача речи, данных,со скор. 1,2- 9,6 кбит/с, пейджинг, определение местоположения	передача речи, данных, пейджинг, определение местоположения, передача коротких сообщений	передача речи, данных, факсимильных сообщений со скор. до 2,4 кбит/с, пейджинг	передача речи, данных, со скор. 16-64 кбит/с (до 2 Мбит/с)		передача данных, со скор. 2,4-4,8 кбит/с с накоплением, пейджинг, тренкинг, определение местоположения	передача данных, со скор. 2,4-4,8 кбит/с с накоплением, пейджинг, тренкинг, определение местоположения	передача речи, данных, со скор. до 4,8 кбит/с	передача речи, данных со скор 2,4 к/бит, определение местоположения, обеспечение экологии
2.Баллистическая структура ОГ:											
– орбита	круговая	круговая	круговая	круговая	круговая	круговая	круговая	круговая	круговая	эллиптическая	круговая
– высота орбиты, км	1500	780	1410	10600	10400	600	700	775	1300	580x780	1500
– наклонение орбиты, град	82	86	52	50-55	45	98,2	90	н.д.	60	116	74
– количество плоскостей/ количество спутников	3/4 - I эт., 6/8 - II эт.	6/11	8/6	3/4	2/5	21/40	21/40	3/12	6/4	2/2	4/12
– суммарное количество КА	12 - I эт., 48 - II эт.	66	48	12	10	840	840	36 (24)	24	4	48
– перерывы связи	12 - есть, 48 - нет	нет	нет	нет	нет	нет	нет	нет	н.д.	н.д.	нет
3.Организация связи:											
– зоны обслуживания, град	0-90	0-90	0-72	0-70	0-90	0-90	0-90	н.д.	0-88	н.д	н.д
– частотный диапазон, ГГц	0,2/0,3; 0,3/0,4	L, Ka	L, S	L, Ka	C, S						0,3;L;Ku
– методы разделения, организация связи	МДЧР/ МДВР	МДЧР/ МДВР, 48 лучей на КА	МДКР, 16 лучей на КА	МДКР, 37 лучей на КА	МДВР	МДЧР/ МДВР	МДЧР/ МДВР, 64 х 9 лучей	н.д.	МДРС	МДКР, 19 лучей на КА	Обраб.сигн. на борту
– межспутниковая связь	нет	есть	нет	нет	н.д	нет					
4. Космический аппарат:											
– масса, кг	210	700	450	1900	1925		64	50	50	500	300
– энерговооруженность, Вт	500	1200	1000	4600	3760			160			
– точность ориентации, град	≤ 0,25	0.5	н.д.	0,1	0,1						
– САС, лет	7	5	7,5	12-15	10-12	10		4	5	5-7	

О. Графодатский

	Гонец	Iridium	Globalstar	Odyssey	ICO-Glo.(Inm.-P)	Calling	Teledesic	Orbcomm	Starsys	Ellipsat	Сигнал
– средства выведения	Рокот и другие	Дельта Протон	Дельта Зенит	Атлас (по 2 КА)	н.д.	н.д.		Космос Циклон			
5.Характеристики терминалов, включая цену, $	масса 0,3-0,5 кг	Ручные, переносн стационарн. 2500-3000	Ручные, переносн стационарн. 750	Ручные, переносн стационарн. 500-1600	Ручные, переносн стационарн. 1000-1500	Стационарн. переносные		Переносные 100-400	Мобильные, переносные 100-350	Ручные, переносн стационарн	масса 0,3-0,5 кг
6.Стоимость услуг связи, $	данные: <1 за 1 кбайт	телефон: 3 долл/ мин	телефон: 0,35; 0,5; 1;3 долл/ мин	телефон: 0,65-1 долл/ мин; ежемесячно 24 $	телефон: 2 долл/ мин	телефон: 2-3 долл/ мин		передача данных: 2,5-10 $ за 1 кбайт	передача данных: 1-10 $ за 1 байт	телефон: 0,5 долл/ мин	
7.Количество абонентов	1 млн	2002 г: 1,8 млн, 2006г:3,4 млн	2-5 млн	2,3 млн	2000г:1 млн, 2002г:2,5 млн	20 млн					
8.Возможность определения координат потребителя и точность	70 м (GPS/Глонасс)	нет	есть	есть	нет	н.д.	н.д.	есть	есть	н.д.	есть, точность 15-20 м и 2 см/с
9.Сроки реализации	Начало с 2000 г.	Частичн. экспл. с 1997 г., первый зап. май 1997 г.	Начало с 1998-1999 гг.	Начало с 2000 г.	Начало с 1999-2000 гг.	План с 1996 г. Нет лицензии	Начало с 2001г.	Эксплуата-ция с 1995 г.	Начало с 1998 г.	Начало с 2000 г.	Начало с 1997 г.
10.Фирма и основная кооперация (в т.ч. Россия)	РКА, НПО ПМ, НИИТП Россия	Motorola USA	Loral/Qualcomm USA	TRW USA	ICO Global Inc. USA	н.д.	Teledesic Corp. USA	Orbital Science USA	н.д.	Ellipsat Corp. USA	НПО "Энергия" Россия

О. Графодатский

Транспортируемые стартовые комплексы для запуска малых спутников

А.Ф.Уткин
Конструкторское бюро специального машиностроения
194100, г.Санкт-Петербург, Лесной проезд, 64
Тел.: факс:

В связи с потерей для России возможности осуществления интенсивных запусков непилотируемых КА различного назначения с космодрома "Байконур" перед страной возникла необходимость создания космодромов.

Имеющиеся в настоящее время на территории Российской Федерации космодромы "Плесецк" и "Свободный" создают некоторые ограничения. Расположение космодрома "Плесецк" в северных широтах делает практически невозможным запуск с его территории КА с помощью ракет-носителей (РН) легкого класса. Космодром "Свободный" расположен значительно южнее космодрома "Плесецк", но сказывается его удаленность от промышленных центров и связанное с этим увеличение эксплуатационных расходов.

В настоящее время КБ специального машиностроения совместно с головными предприятиями-разработчиками изделий ракетно-космической техники ведутся проработки по созданию транспортируемых стартовых комплексов для РН, в том числе ракет, снимаемых с боевого дежурства.

Проработки ведутся по двум направлениям:

- создание стартовых комплексов железнодорожного базирования;
- создание стартовых комплексов морского базирования.

Создание стартовых комплексов железнодорожного базирования предполагается вести с использованием научно-технического задела и кооперации предприятий-соисполнителей, принимавших ранее участие в создании специальных железнодорожных агрегатов.

Использование стартовых комплексов железнодорожного базирования обеспечивает возможность:

- доставки на место старта состыкованных и проверенных на стендах заводов-изготовителей РН и КА;

- создания предпосылок исключения дорогостоящего этапа полигонной проверки РН с КА перед запуском;

- исключения необходимости строительства сооружений технического комплекса РН и КА.

В состав железнодорожного стартового комплекса входят:

- пусковая установка;

- командный пункт;

- бытовая зона.

Пусковая установка (рисунок 1) состоит из:

- основного агрегата, в котором размещаются: транспортно-пусковой контейнер (ТПК) с РН, привод открывания крыши, привод подъема ТПК, привод вывешивания вагона и его горизонтирования, технологические и технические системы, обеспечивающие необходимые условия хранения РН с КА в период хранения, перевозки к месту старта и в период подготовки РН к пуску;

- вспомогательного агрегата, в котором размещаются системы электроснабжения, обеспечения температурно-влажностного режима, технологическое оборудование, обеспечивающее работу устройств основного агрегата;

- пункта управления пусковой установки, в котором размещаются аппаратура систем управления, навигации, электроснабжения, телеметрии.

Командный пункт включает в себя вагоны управления и связи с центром управления полетами и с измерительными пунктами, вагон-электростанцию.

Бытовая зона включает в себя вагоны для размещения обслуживающего персонала, вагон-столовую, вагон автономного запаса.

Все агрегаты создаются на базе цельнометаллических вагонов рефрижераторного типа с длиной кузова 23,6 м. В зависимости от длины РН вагон основного агрегата может быть большей длины.

Вагоны связаны между собой межагрегатными кабельными связями, а основной и вспомогательный агрегаты, кроме того, гидропереходами.

В процессе транспортировки РН к месту старта в основном агрегате автоматически поддерживаются температурно-влажностный режим и чистота воздуха.

По прибытии на место старта железнодорожный состав расформировывается.

Пусковая установка размещается на месте старта. Остальные агрегаты отводятся на безопасное расстояние.

Проводятся электроиспытания РН и КА с записью на телеметрию.

Осуществляется пуск РН.

После пуска РН пусковая установка приводится в транспортное положение.

Все операции по подготовке и проведению пуска, а также приведению пусковой установки в транспортное положение после пуска проводятся автоматически, без участия обслуживающего персонала.

Формируется состав и стартовый комплекс возвращается на завод-изготовитель за новыми РН и КА.

Стартовые комплексы морского базирования имеют в сравнении с комплексами наземного базирования существенное преимущество – возможность проведения космических пусков из экваториальных широт. В этих условиях заметно увеличивается полезная нагрузка, в особенности для геостационарных ИСЗ.

Комплексы могут иметь различный облик. 6 июля сего года по центральному телевидению был показан старт из подводной лодки ракеты-носителя КА, который успешно выведен на орбиту.

В настоящее время по проекту «Си Лонч» изготовлено основное технологическое оборудование для морского старта – сборочно-командное судно и пусковая платформа, которые следуют к месту дальнейших работ. Пуск назначен ориентировочно на октябрь 1998г.

В 1994 году ЦНИИ имени академика А. Н. Крылова разработан технический отчет «Плавучий универсальный стартовый комплекс (ПУСК)», в котором проанализированы достоинства и недостатки кораблей различного архитектурного типа (катамараны, корабли с малой площадью ватерлинии, плавучие платформы, платформы с опорными колоннами, корабли с корпусом традиционной формы), с точки зрения использования их для пусков ракет и предпочтение отдано кораблям с корпусом традиционной формы.

В 1998 году КБСМ разработало «предложения по созданию морского стартового комплекса для запуска ракет-носителей», где в качестве пусковой установки предлагается применять составное судно, состоящее из двух частей – грузовой и машиной секций, соединенных между собой жестким сцепным устройством.

Грузовая секция предназначена для транспортировки РН, подъема ее в стартовое положение и проведения пуска. Она представляет собой несамоходное судно смешанного плавания, буксируемое по морю машинной секцией, а по внутренним водным путям – речными толкачами.

Незначительная (max 3,3 м) осадка грузовой секции предоставляет возможность использования для РН существующей промышленной базы, находящейся не только поблизости от морского побережья, но и внутри страны (либо других стран) вблизи внутренних водных путей. Малая осад-

ка грузовой секции позволяет также снизить требования к береговому комплексу при загрузке ракеты.

При предлагаемой технологии работ исчезает необходимость перегрузки РН с одного судна на другое в условиях океана, полностью собранная и проверенная на заводе ракета и КА транспортируются к месту старта.

Таким образом, и при морском старте РН возможна предлагаемая КБСМ для железнодорожного старта технология:

изготовление – транспортировка к месту старта – старт.

Машинная секция предназначена для транспортирования грузовой секции и компонентов ракетного топлива, подготовки РН к пуску и обеспечения требуемой остойчивости пусковой установки перед пуском и во время пуска РН. Машинная секция состоит из основного судна и двух аутриггеров, соединенных с основным судном жестко, либо шарнирно.

Грузовая секция имеет полное водоизмещение 3...4 тыс. т, наибольшую длину до 100 м, наибольшую ширину 15...16 м, максимальную осадку 3,3 м.

Такое судно способно пройти по всем основным внутренним водным путям Российской Федерации и Украины (по системе Волго-Балта, Волго-Дона, каналу им. Москвы). Грузовая секция кроме технологического оборудования для работы с РН и стартового стола оснащена собственной энергетической установкой для питания технологического оборудования, средствами обеспечения сохранности РН во время транспортировки, средствами пожаротушения и борьбы за живучесть, аппарелью для загрузки РН. Трюм секции, в котором находится РН, в транспортном положении закрыт сдвижной крышей на всю длину РН. На секции располагаются жилые помещения для размещения небольшого экипажа, сопровождающего секцию по внутренним водным путям и охраняющего ее во время отстоя.

Характеристики машинной секции подбираются таким образом, чтобы обеспечить всей пусковой установке необходимые мореходные качества и остойчивость при пуске РН.

В основном корпусе размещаются: главная энергетическая установка, экипаж, запас топлива, радио- и навигационное оборудование.

В аутриггерах размещаются: емкости с компонентами ракетного топлива (окислитель и горючее в разных аутриггерах), средства заправки РН компонентами ракетного топлива, балластные цистерны, средства пожаротушения, башни с площадками кругового обслуживания РН, привода башен обслуживания.

Общее водоизмещение пусковой установки 9...14 тыс. т, наибольшая длина 140...150 м, максимальная осадка 6,6 м, наибольшая ширина в стартовом положении 50...60 м.

Небольшие размерения всех водоизмещающих частей пусковой установки, а также соединение основного корпуса с аутриггерами на плаву дают возможность использовать для постройки, обслуживания, модернизации и ремонта всех элементов пусковой установки доки судоремонтных предприятий среднетоннажных судов.

РН полностью собирается в МИКе одного из существующих ракетостроительных предприятий на транспортно-пусковой балке. Балка опирается на три 4х осные железнодорожные тележки грузоподъемностью по 100т, стоящие на трехколейном железнодорожном пути, по которому собранный носитель транспортируется к пирсу локомотивом. Тем же локомотивом РН по аппарели закатывается в трюм грузовой секции (рисунок 3), где транспортно-пусковая балка с РН закрепляется на подъемном устройстве.

После загрузки РН грузовая секция по внутренним водным путям проводится речным буксиром в морской порт к месту соединения с машинной секцией.

Соединение грузовой секции с машинной осуществляется силами машинной секции во внутренней или внешней акватории порта.

После соединения пусковая установка идет к месту пуска РН (рисунок 2). Во время перехода аутриггеры сведены и соединены с основным корпусом машинной секции и с грузовой секцией. Такое положение позволяет судну легче преодолевать сильное волнение, снижает перегрузки на РН и облегчает прохождение по морским каналам и по акваториям портов.

При подготовке к пуску аутриггеры раздвигаются. Башни агрегатов обслуживания устанавливаются в вертикальное положение. На грузовой секции крыша, закрывающая РН при транспортировке, сдвигается, освобождая проем для подъема РН. Подъемное устройство при помощи гидроцилиндров поднимает РН в вертикальное положение.

РН закрепляется на пусковом столе. К РН подводятся площадки кругового обслуживания. В таком положении производится заправка РН компонентами ракетного топлива и подготовка к пуску.

Перед пуском аутриггеры с башнями обслуживания отводятся от РН (рисунок 4). Газоотражательные люки под пусковым столом складываются в стартовое положение, открывая окна для отведения продуктов сгорания.

После завершения подготовки к пуску экипаж пусковой установки пересаживается на судно космической службы, с которого и производится управление пуском РН.

При пуске перед отрывом РН от пускового стола транспортно-пусковая балка, на которой производилась сборка РН, транспортировка и подъем ее в вертикальное положение, отводится от РН для обеспечения безударного выхода РН с пусковой установки.

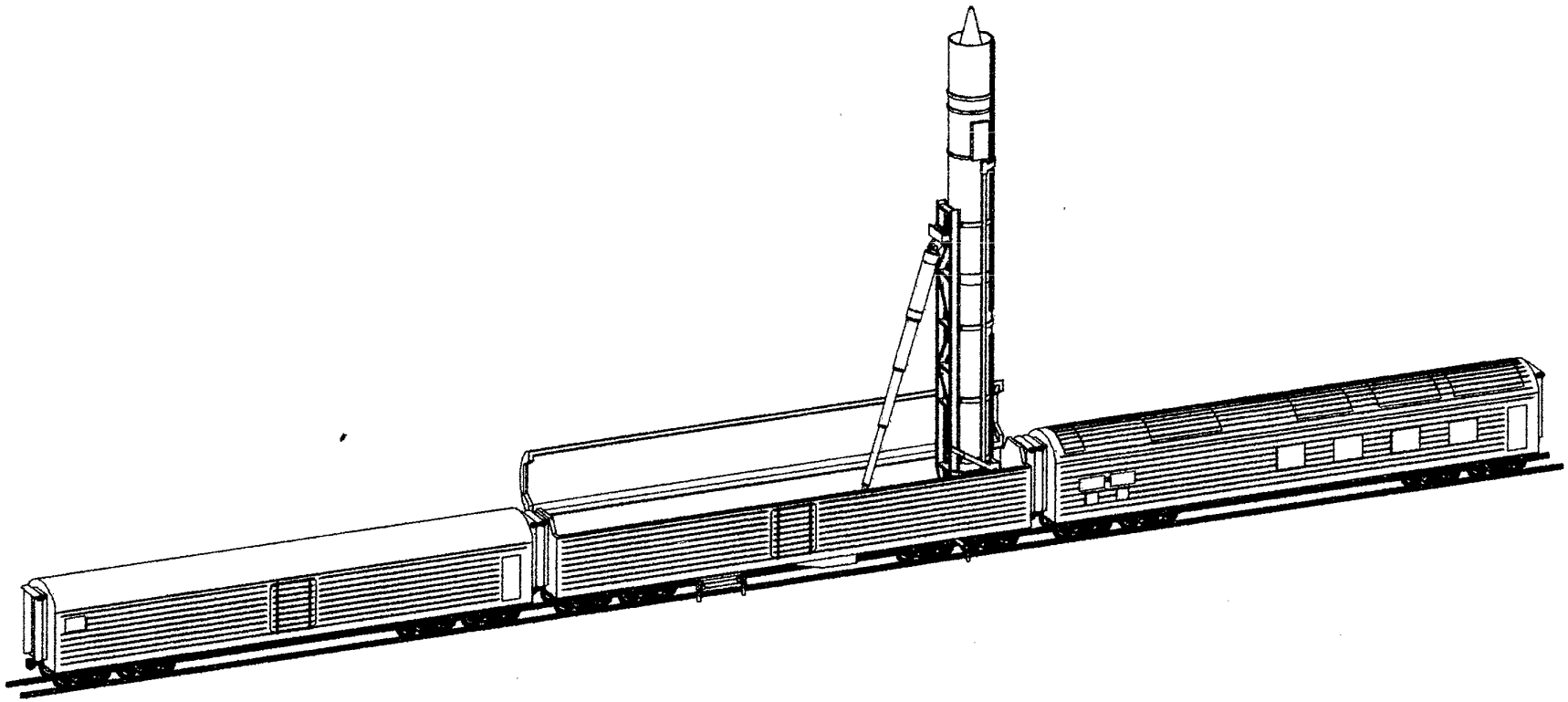


Рисунок 1 - Железнодорожная пусковая установка

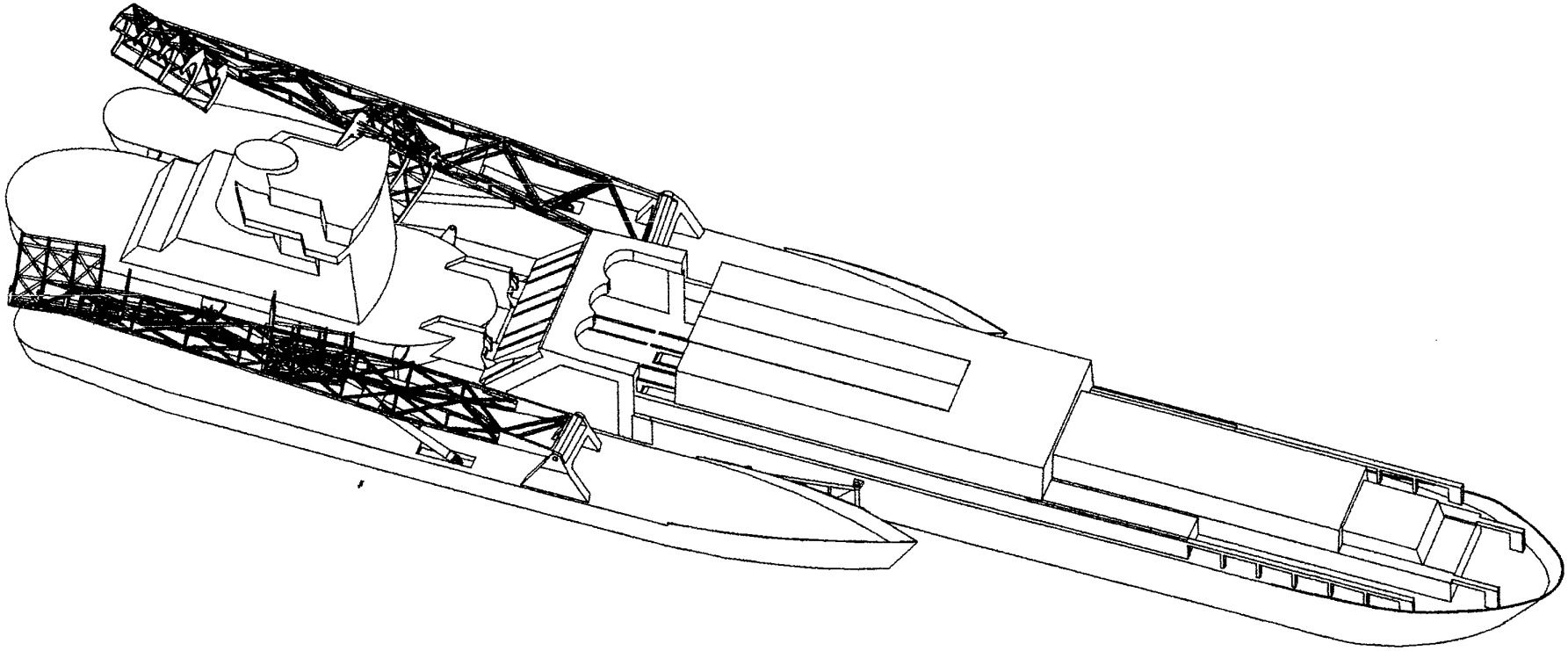


Рисунок 2 - Пусковая установка для запуска ракет-носителей из экваториальных районов мирового океана

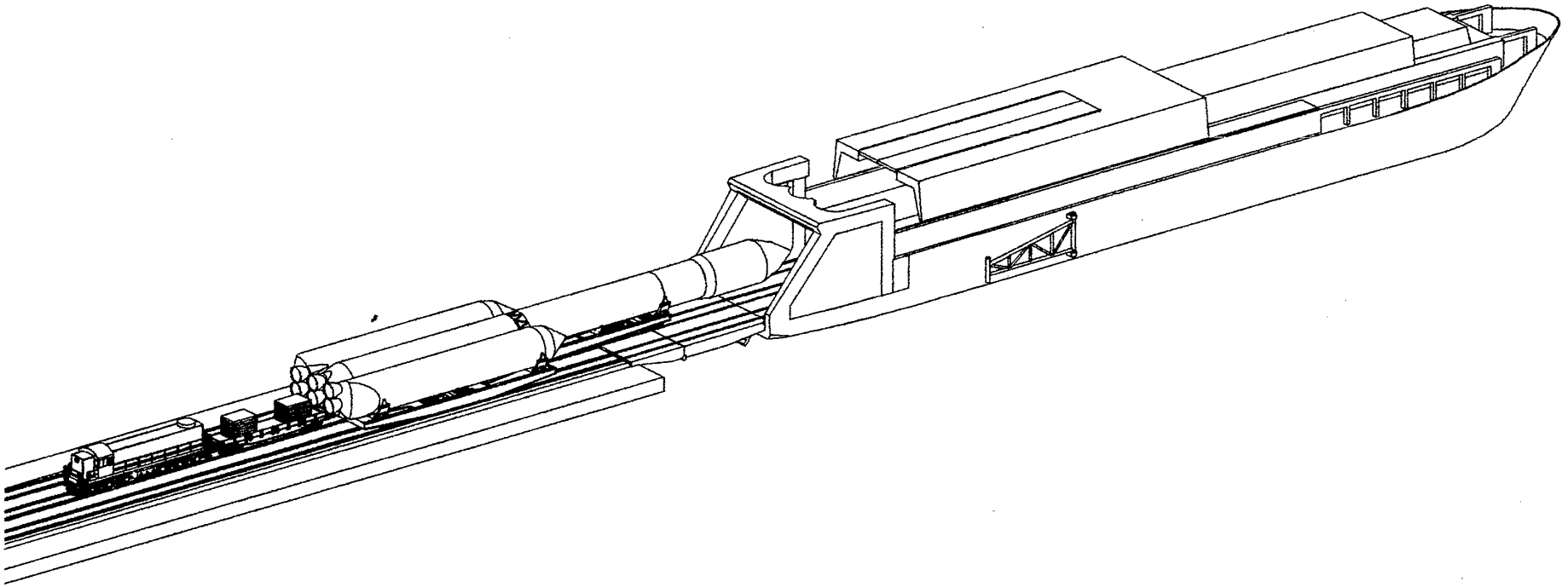


Рисунок 3 - Загрузка ракеты-носителя в грузовую секцию пусковой установки

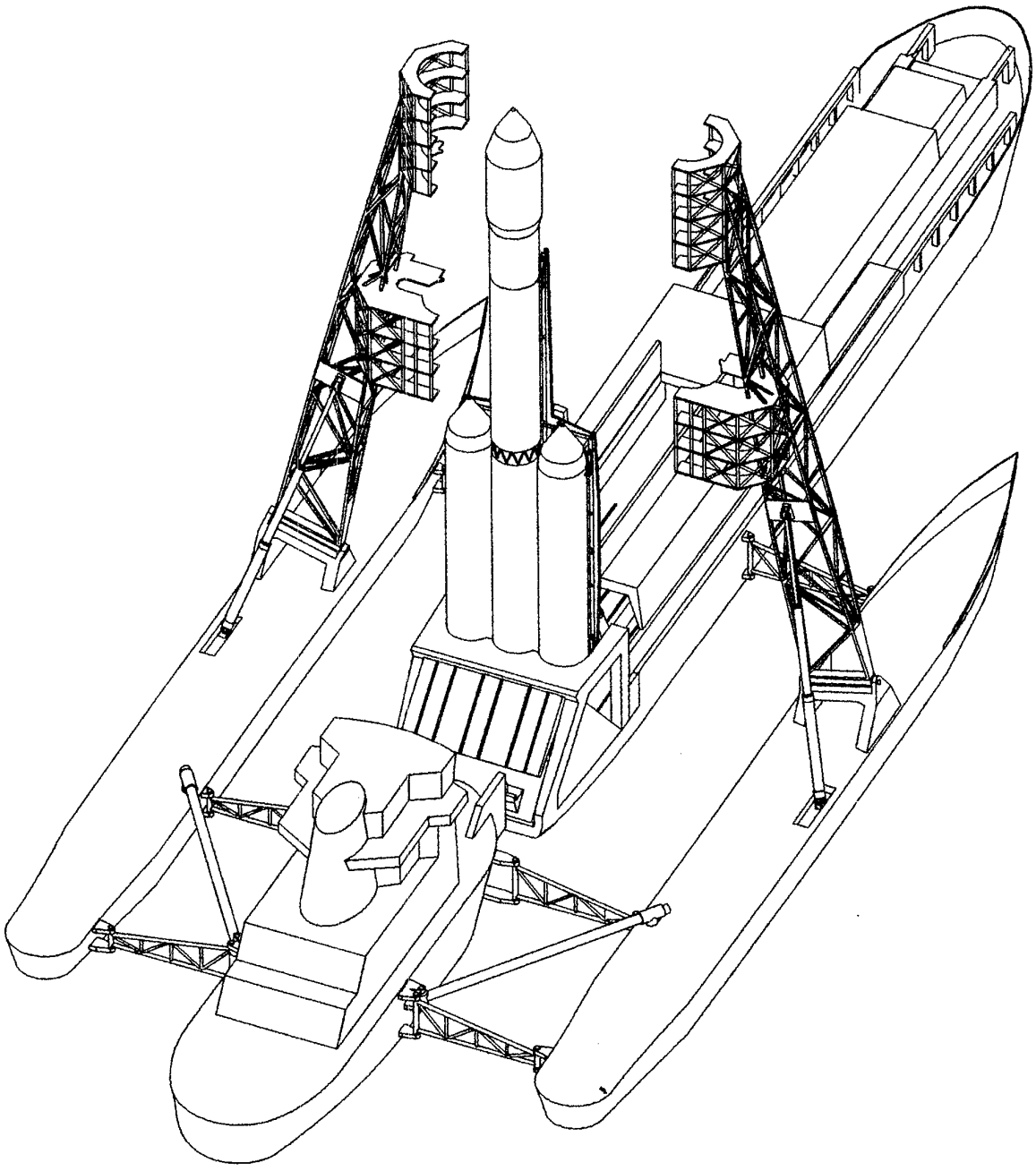


Рисунок 4 - Запуск ракеты-носителя с морской пусковой установки

Двигательные установки малых космических аппаратов.

Е.Г.Ларин, Б.А.Некрасов
НИИ Машиностроения
624610 г.Нижняя Салда
ул.Строителей, 72
ФАКС: (8-34345) 3-17-03

Г.Ф.Реш
НПО Машиностроения
143952, г.Реутов Московской обл.
ул.Гагарина, 33
ФАКС: (095) 302-20-01

Ю.Н.Вершинин
УРо РАН
Институт электрофизики
620049,г.Екатеринбург,
ул.Комсомольская, д.4
ФАКС: (343-2) 74-50-51

В докладе обсуждаются вопросы создания двигательных установок (ДУ) под разработанные НПО Маш проекты дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и космической связи на базе малых космических аппаратов (МКА), выводимых на рабочие орбиты с помощью ракеты-носителя (РН) "СТРЕЛА". Представлены результаты предварительного проектирования и отработки двухкомпонентных жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ДМТ) с тягой 2,9Н и агрегатов ДУ для МКА ДЗЗ. Рассмотрены возможные варианты облика ДУ коррекции и доразгона с использованием электроракетных двигателей (ЭРД) типа СПД, ДАС для МКА космической связи. Обсуждаются результаты работ НИИ Маш по созданию импульсных электронно-детонационных ЭРД (ИЭДРД) и возможность их применения в ДУ коррекции и стабилизации МКА космической связи разработки НПО Маш.

Под разработанные НПО Маш проекты МКА для дистанционного зондирования Земли и космической связи создаются два вида ДУ:

ДУ для обеспечения управления полетом МКА ДЗЗ, находящегося на околоземной орбите, в которой в качестве исполнительных органов системы управления (СУ) используются жидкостные ДМТ;

ДУ для обеспечения управления полетом МКА космической связи, выводимого на геостационарную орбиту (ГСО), в которой в качестве двигателей коррекции и доразгона используются ЭРД.

ДУ МКА дистанционного зондирования Земли

ДУ с вытеснительной системой подачи топлива построена по традиционной для такого класса летательных аппаратов схеме, содержит в своем составе баллоны высокого давления, электропневмоклапан (ЭПК), редуктор, баки с разделительными диафрагмами, двигатель коррекции (серийный 17Д58Э), связку ДМТ стабилизации (6 шт.). Компоненты топлива – амил, гептил. Рабочее тело системы наддува – азот, гелий. Суммарный импульс тяги около $1{,}2\ 10^5$ Н·с.

В целях обеспечения заданного уровня надежности ДУ комплектуется агрегатами, прошедшими летную эксплуатацию в составе изделий НПО Маш и других предприятий. Вместе с тем жесткие ограничения по массе вызвали необходимость проведения новых разработок. Это прежде всего ДМТ с тягой 2,9 Н, а также ЭПК и редуктор. Серийный двухкомпонентный ДМТ с тягой 2,9 Н создается впервые на основе имеющегося в НИИ Маш задела по разработке ДМТ с уровнем тяги 0,1 ÷ 1 Н.

К настоящему времени проведены экспериментальные исследования нескольких схем организации рабочего процесса в камере сгорания (КС) на самовоспламеняющихся компонентах топлива – амил, гептил.

Изучены схемы смесеобразования с применением пористых элементов, вихревых камер, двухкомпонентных смесительных элементов, позволяющих повысить эффективность смесеобразования и охлаждения КС и увеличить удельный импульс тяги.

Анализ экспериментально-теоретических исследований показал:

- на двигателях с пористым смесительным элементом удельный импульс тяги составил (2520…2880) м/с в диапазоне изменения соотношения компонентов топлива K_m= (1,4…2,3) и давления на входах от $10 \cdot 10^5$ до $20 \cdot 10^5$ Па;
- на двигателях с вихревой камерой оптимизацией конструкции и режимных параметров можно обеспечить достаточно высокий уровень экономичности двигателя при приемлемом тепловом состоянии. Основным недостатком, ограничивающим применение подобной схемы, является потребность в высоких давлениях подачи компонентов топлива ($P_{вх} \geq 30 \cdot 10^5$ Па);
- на двигателе с двухкомпонентным смесительным элементом получен удельный импульс тяги 2160…2750 м/с в диапазоне изменения K_m =(1,3…2,2) и давления на входах от $8 \cdot 10^5$ до $22 \cdot 10^5$ Па. Время запуска составило менее 0,03 с.

Для подачи компонентов топлива в камеру сгорания двигателей использовались серийные электроклапаны 12РТ.200.00, которыми комплектуется серийный двигатель 17Д58Э, успешно эксплуатировавшийся в составе ДУ космических станций “АЛМАЗ”, “МИР”.

Разработка ЭПК проводится на основе задела, имеющегося в НИИ Маш, полученного при отработке конструкции электроклапана ДМТ на рабочем давлении $110 \cdot 10^5$ Па. В ходе предшествующих НИОКР отрабатывались различные виды приводов запорной арматуры от электромагнитных прямого действия до двухкомпонентных клапанов двойного действия в интегрированной смесительной головке ДМТ. Опираясь на имеющийся положительный опыт создания запорных пар и электроклапанов, в 1997 г. был спроектирован ЭПК, предназначенный для эксплуатации в системах наддува топливных баков МКА с давлением рабочего тела до $350 \cdot 10^5$ Па. ЭПК присвоен индекс 40 МВСК 200.00.

В целях унификации производственного и технологического оборудования ЭПК создается на базе серийно изготавливаемого и успешно эксплуатирующегося в составе ДМТ электроклапана РТ 200.00.

Технические характеристики ЭПК:

рабочее тело	азот, гелий;
давление рабочего тела, Па	$350 \cdot 10^5$
время срабатывания не более, с	0,02
напряжение питания, В	27^{+7}_{-5}
максимальное токопотребление, А	1,5
масса не более, кг	0,19

Ю.Н.Вершинин, Е.Г.Ларин, Б.А.Некрасов, Г.Ф.Реш

Редуктор для системы наддува ДУ разрабатывается НПО Маш на основе имеющегося опыта создания серийных редукторов для летательных аппаратов различного назначения. Используются отлаженные технологии изготовления сборки и испытания. В основу конструкции редуктора положена отработанная кинематическая схема взаимодействия регулирующих элементов. Снижение массы по сравнению с существующими прототипами достигается за счет уменьшения расхода рабочего тела.

Характеристики редуктора.

рабочее тело	азот, гелий
давление на входе, Па	$350 \cdot 10^5 \div 30 \cdot 10^5$ Па
давление на выходе, Па	$(22 \pm 3) \cdot 10^5$ Па
максимальный объемный расход при давлении на выходе $22 \cdot 10^5$ Па, $м^3/с$	$1{,}5 \cdot 10^{-3}$
масса редуктора, кг	0,7

ДУ МКА космической связи.

Для эксплуатирующихся на ГСО МКА энергетически целесообразно использование ДУ с ЭРД. НПО Маш предложен ряд схем выведения, в которых показана принципиальная возможность доставки полезной нагрузки массой до 520 кг на ГСО с использованием РН "СТРЕЛА", дополнительного твердотопливного доразгонного блока и ДУ МКА с ЭРД.

В этом случае ДУ с ЭРД, обеспечивающая управление движением центра масс МКА и поддержания его в точке стояния на ГСО, исполняет также функции доразгонного блока, задачей которого является выведение МКА с некоторой промежуточной орбиты на ГСО. Процесс выведения должен продолжаться не более 145 суток.

В составе ДУ предполагается использовать серийные ЭРД СПД-70 с тягой $40 \cdot 10^{-3}$ Н разработки ОКБ "ФАКЕЛ". Суммарный импульс тяги ДУ $1{,}3 \cdot 10^6$ Н · с.

Для управления движением МКА относительно центра масс на участке выведения и на ГСО предполагается использовать дополнительную двигательную установку стабилизации с серийными двигателями К10 на монотопливе (гидразине) с тягой $100 \cdot 10^{-3}$ Н, также разработки ОКБ "ФАКЕЛ". Суммарный импульс тяги $3{,}4 \cdot 10^4$ Н·с.

Рассматривается возможность использования вместо СПД-70 ЭРД ДАС разработки ЦНИИМАШ, которые при одной и той же тяге имеют меньшую массу, больший (ожидаемый) ресурс работы и располагают возможностью регулирования мощности в полете. Последнее обстоятельство представляет значительный интерес, т.к. позволяет оптимизировать потребление энергии от бортового источника (солнечных батарей) при выведении МКА и при совместной работе на ГСО ДУ и целевой аппаратуры. Недостатком такого варианта комплектации ДУ является отсутствие практики летной эксплуатации ЭРД ДАС.

Представляет значительный интерес использование импульсных плазменных двигателей (ИПД), позволяющих совместить в одной электрореактивной ДУ функции коррекции, стабилизации и ориентации МКА. Работы по созданию ИПД ведутся в НИИ Маш совместно с Институтом электрофизики УрО РАН.

Эти двигатели принципиально отличаются от существующих ЭРД как по физическим процессам, формирующим импульс тяги, так и по техническим

решениям импульсного источника энергии. В отличие от известных импульсных ЭРД в предлагаемом двигателе:

основной импульс тяги формируется на стадии распространения разряда в объеме или по поверхности рабочего тела;

импульсный разряд распространяется со стороны анода в направлении катода;

используются импульсы высокого напряжения (160÷220 кВ) наносекундной (5÷10 нс) длительности;

ионизация рабочего тела происходит во фронте ударной волны, как результат взрывной эмиссии валентных электронов в сторону анода;

механизм ускорения продуктов ионообразования – электростатическое взаимодействие положительных ионов истекающей плазмы с одноименно заряженной поверхностью рабочего тела.

В совокупности эти особенности разрабатываемых двигателей приводят к значительному повышению удельного импульса в торцевом варианте разрядного промежутка (не менее 20000 м/с), в то время как у существующих торцевых импульсных ЭРД – не более 8000 ÷ 12000 м/с.

Разрабатываемые ЭРД получили название импульсных электронно-детонационных ракетных двигателей (ИЭДРД). Это название отражает основной процесс превращения рабочего тела (РТ) в высокотемпературную плазму на фронте сверхзвукового распространения фазового перехода.

В исследуемом двигателе при малых энергиях разряда обеспечивается высокий уровень импульсной мощности в разряде. По сравнению с традиционными импульсными плазменными двигателями реализуются преимущества механизмов плазмообразования и ускорения плазмы, сопутствующих данному типу разряда.

Существенным преимуществом ИЭДРД является частотно-импульсный режим работы (с частотой до 100 Гц и более) с возможностью практически мгновенного набора и сброса тяги. Благодаря этой особенности область эффективного применения ДУ на базе ИЭДРД может быть расширена практически на все классы задач, представляющих наибольший интерес для разработчиков МКА:

поддержание геостационарных КА в направлении север-юг в течение 10÷15 лет;

компенсация аэродинамического сопротивления МКА, обращающихся на низких околоземных орбитах (300 км) в течение 5÷7 лет;

смена орбиты;

точные маневры и управление ориентацией;

поддержание заданной точности построения межорбитальных группировок малых МКА;

увод отработавших или отказавших МКА с ГСО.

Характеристики лучших модельных образцов ИЭДРД на современном этапе работ представлены в табл. 1.

Таблица 1

№ п/п	Наименование параметров	Рабочее тело	
		фторопласт 4	фторопласт 40
1.	Единичный импульс тяги, Н·с	$3{,}2 \cdot 10^{-5}$	$2{,}2 \cdot 10^{-5}$
2.	Энергия в импульсе, Дж	1,0	1,0
3.	Расход РТ за импульс, кг	$1 \cdot 10^{-9}$	$0{,}8 \cdot 10^{-9}$
4.	Удельный импульс тяги, м/с	$32 \cdot 10^{3}$	$26 \cdot 10^{3}$
5.	Тяговый КПД	0,51	0,41
6.	Цена тяги, Вт/Н	$3{,}13 \cdot 10^{4}$	$4{,}5 \cdot 10^{4}$
7.	Частота включений, Гц	≤ 100	≤ 100

Удельные характеристики ИЭДРД имеют резервы в улучшении, в основном за счет:

оптимизации конструкции разрядной камеры;

использования композиционных РТ, максимально удовлетворяющих особенностям элетронно-детонационного процесса;

повышения энергетических характеристик импульсных источников электропитания.

Техническая реализуемость физического процесса применительно к созданию ИЭДРД во многом определяется характеристиками высоковольтных источников питания. В качестве них используются наносекундные генераторы импульсов напряжения (ГИН) типа РАДАН с частотой до нескольких герц и типа СМ на базе твердотельных полупроводниковых прерывателей разработки ИЭФ УрО РАН с регулируемой частотой следования импульсов 1÷1000 Гц и ресурсом $10^{7} \cdot 10^{11}$ импульсов. Характеристики существующих лабораторных образцов ГИН, а также создаваемого в настоящее время образца ГИН, близкого к летному варианту, приведены в табл. 2.

Таблица 2

№ п/п	Наименование параметров	РАДАН	СМ	Перспективный ГИН
1.	Напряжение импульса, кВ	150÷300	100÷250	180
2.	Длительность импульса, нс	2÷5	20÷40	10
3.	Энергия в импульсе, Дж	1÷3	0,4÷0,8	5
4.	Частота следования Импульсов, Гц	1÷25	1÷1000	100
5.	Ресурс, имп.	$10^{7} \div 10^{8}$	10^{9}	10^{11}
6.	КПД	0,3÷0,6	0,3÷0,5	0,5
7.	Масса, кг	10÷28	50	15

При одинаковом суммарном импульсе масса и цена тяги ИЭДРД ожидаются значительно меньше по величине, чем в импульсных ЭРД эрозионного типа, при этом будет меньше на порядок величина единичного импульса. При работе в частотном режиме на уровне 100 Гц с перспективным генератором, имеющим

энергию в импульсе 5 Дж, секундный суммарный импульс ИЭДРД становится соизмеримым по величине с тягой стационарного плазменного двигателя СПД-35.

Одним из основных направлений работ по созданию ИЭДРД и двигательных модулей на его основе является разработка системы подачи (СП) твердофазного (типа фторопласт-4) рабочего тела в разрядный промежуток. В итоге поисковых работ был создан и успешно испытан модельный образец варианта системы подачи шашек твердофазного РТ в зону разрядного промежутка избыточным давлением технологического газа от автономной пневмосистемы. Функционирование системы пневмоподачи в автоматическом режиме обеспечивается включением и выключением управляющего электроклапана, установленного на выходе газового ресивера, в зависимости от величины давления в полости под шашкой по командам от сигнализатора давления. В стадии испытаний находится пневмоузел коммутации разрядной камеры многокамерного ИЭДРД с генератором импульсов с возможностью автоматического управления количеством и очередностью включения разрядных камер.

Изготовление демонстрационного образца ИЭДРД и ДУ на его основе планируется в 2000 году.

ДУ с ИЭДРД может эффективно использоваться для поддержания МКА в точке стояния на ГСО. Вместе с тем следует отметить, что применение ДУ на базе ИЭДРД в качестве разгонного блока при существующем ограничении мощности источника энергии (до 3 кВт) требует проведение работ по оптимизации параметров ИЭДРД и ДУ. Ожидаемые повышение тягового КПД ДУ до 50 % и использование композиционных рабочих тел с повышенным выходом массы за импульс позволят уменьшить энергопотребление ДУ до требуемой величины и поднять уровень тяги. В настоящее время возможно совместное использование в объединенной ДУ стационарных импульсных ИЭДРД.

Анализ имеющегося задела по проектированию и отработке позволяет сделать заключение, что ДУ МКА ДЗЗ может быть создана за 2 года.

Двигательные установки МКА космической связи, укомплектованные серийными стационарными ЭРД для коррекции и двигателями на монотопливе для стабилизации, могут быть созданы также в течение 2-х лет.

Следует считать целесообразным продолжение работ по созданию перспективных ДУ на основе ИЭДРД.

Propulsion plants of small space vehicles

Larin E.G., B.A. Nekrasov
Scientific Research Institute of Machine Building
624610, 7 Stroiteley str., Nizhnaya Salda, RF
Fax: (8-34345) 3-17-03

Resh G.F.
NPO Mashinostroyenia
143952, 33 Gagarin str., Moscow region, Reutov
Fax: (095) 302-2001

Y.N.Vershinin
Ural branch of Russian Academy of Sciences.
Institute of Electro-physics
620049, 4 Komsomolskaya str.
Ekatwerinburg, RF
Fax: (343-2) 74-50-51

The report considered the issues of building propulsion plants (PP) for the projects of Earth remote sensing (ERS) launched by NPO Mashinostroyenia as well as space communication based upon small space vehicles (SSV) injected into operational orbits by the «Strela» launch vehicle. The results are presented regarding preliminary designing and elaborating of two component liquid propellant motors of low thrust (MLT) of 3 N thrust and PP units for SSV ERS. Various options are deliberated for configuration of correction and additional boos PP using electrical rocket motors (ERM) of stationary plasma engine and engine with anodic layer type for space communication SSV. The report presents results of Scientific Research Institute of Machine Building work on creating impulse electronic- knock motors EKM (IEKM) and its potential application in correction and stabilization PP for space communication SSV designed by NPO Mashinostroyenia.

Two types of PP are buing designed for NPO Mashinostroyenia projects of SSV for ERS and space communication:

- PP to ensure flight control of SSV ERS in a near Earth orbit which uses the liquid propellant LTM as actuators of control system (CS);
- PP to ensure flight control of space communication SSV to be placed to a geostationary orbit (GSO).

SSV PP for Earth remote sensing

PP with the pressurized propellant feed is constructed by a traditional scheme for such class of flight vehicles . It comprises :air bottles, electrical-pneumatic valve (EPV), reducer, tanks with separating diaphragms, correction motor (batch No. 17Д58Э), cluster of stabilization LTMs (6 pieces). Propellant components - amyl, heptyl. Propulsive mass of pressurization system - nitrogen, helium. Total thrust impulse is about $1{,}2 \cdot 10^5$ N/force.

To ensure the given reliability level the PP is fitted with the units which have been operated in flight as a part of NPO Mashinostroyenia items and those of other organizations. At the same time the strict limitations in mass caused the necessity of new developments. At first that is LTM of 2,9 N thrust as well as EPV (electrical/pneumatic valve) and reducer. The series-produced two component LTM of 2,9 N thrust is being designed for the first time based upon the experience of Scientific Research Institute of Machine Building in developing LTM of 0,1 - 1N thrust.

By the moment the experimental surveys were completed of the working process arrangement schemes in combustion chamber (CC) using self-igniting propellant components - amyl, heptyl.

Schemes of mixing were studied using porous elements, vortex chambers, two component mixing elements which allow to improve the efficiency of mixing and cooling CC and increase a specific thrust impulse.

The analysis of experimental-technical surveys showed the following:

- for the motors with porous mixing element the specific thrust impulse was 2520...2880 m/sec within the range of propellant component ratio $K_m = (1{,}4...2{,}3)$ and input pressure from $10 \cdot 10^5$ up to $20 \cdot 10^5$ Pa;
- for the motors with vortex chamber it is possible to ensure a sufficiently high level of the motor economical operation through the optimized design and mode parameters at a relevant heat status. The main fault which restricts the scheme application is high pressure of propellant components feed ($P_{bx} \geq 30 \cdot 10^5$ Pa);
- for the motors with two component mixing element the specific thrust impulse is achieved as 2160...2750 m/sec within the range of propellant component ratio $K_m = (1{,}3...2{,}2)$ and input pressure from $8 \cdot 10^5$ up to $22 \cdot 10^5$ Pa. Starting time was less than 0,03 sec.

Y.N. Vershinin, E.G.Larin, B.A. Nekrasov G.F.Resh

To feed components into chamber the series-produced electrical valves No. 12PT.200.00 were used which are fitted into the series-produced 17Д58 engine successfully operated as a part of the «ALMAZ», «MIR» space stations PPs.

The EPV is designed based upon Scientific Research Institute of Machine Building experience gained through development of LTM electrical valve design at the operational pressure of $110 \cdot 10^5$ Pa.

Various types of actuators for locking hardware were developed in the process of previous D&D starting from electromagnetic actuators of direct action up to two component valves of double action in an integrated mixing head of LTM. Based upon the available positive experience of making locking couples and electrical valves in 1997 the EPV was designed for operation in the tank pressurization systems of SSV with the propulsive mass pressure up to $350 \cdot 10^5$ Pa. The LTM was designated as 40MBCK 200.00.

To make common production and technological facility the EPV is made based upon the series-produced and successfully operated electrical valve No. PT 200.00 as a part of LTM.

Technical specifications of EPV:

propulsive mass	nitrogen, helium
propulsive mass pressure, Pa	$350 \cdot 10^5$
action time not more, sec	0,02
power voltage, V	27^{+7}_{-5}
maximum power consumption, A	1,5
mass, not more than, kg	0,19

NPO Mashinostroyenia develops the reducer for PP pressurization system based upon the experience in making series-produced reducers for flight vehicles of different purposes. Proved technologies are used for assembly and tests. Well tried kinematic scheme of regulating elements interaction forms a basis of the reducer design. The mass is reduced as compared with the existing prototypes thanks to decrease of the propulsive mass flow.

Y.N. Vershinin, E.G.Larin, B.A. Nekrasov G.F.Resh

Technical specifications of reducer

propulsive mass	nitrogen, helium
input pressure, Pa	$350 \cdot 10^5 - 30 \cdot 10^5$ Pa
output pressure, Pa	$(22 \pm 3) \cdot 10^5$ Pa
power voltage, V	27^{+7}_{-5}
maximum volume flow at output pressure of $22 \cdot 10^5$ Pa, m^3/sec	$1,5 \cdot 10^{-3}$
reducer mass, kg	0,7

Space communication SSV PP

For SSV operated in a geostationary orbit it is reasonable from power saving point of view to use PP with ERM. NPO Mashinostroyenia was proposed a number of injection schemes where a principal chance of delivering a payload of up to 520 kg mass to a geostationary orbit is shown using the «STRELA» launch vehicle, additional solid propellant booster and SSV PP with ERM.

In this case PP with ERM which ensures the control of SSV centre of masses motion and its maintenance in the parking position in a geostationary orbit also serves as an additional booster to inject an SSV from certain intermediate orbit to geostationary one. The injection process should last not more than 145 days.

PP is supposed to incorporate the series-produced СПД-70 ERM of $40 \cdot 10^{-3}$ N thrust designed by «Fakel» Experimental Design Bureau . The total impulse of PP thrust is $1,3 \cdot 10^6$ N·s.

To control SSV motion with respect to centre of masses in boost phase and geostationary orbit an additional stabilization engine is supposed to be used along with the K10 series-produced monopropellant (hydrazine) motors of 100 N thrust also designed by «Fakel» Experimental Design Bureau . The total impulse of thrust is $3,4 \cdot 10^4$ N·s .

It is considered to replace the СПД-70 ERM with anodic layer by those designed at the Central Research Institute of Machine Building which provide the same thrust at a lower mass, longer (expected) life and they are capable of controlling the power in flight. The last feature is of significant interest as it allows to optimize the power consumption from the onboard power source (solar panels) during SSV injection and combined operation of PP and dedicated instruments in a geostationary

orbit. The demerit of such PP composition option is absence of ERM with anodic layer operation in flight.

It is interesting to use the impulse plasma motors (IPM) which allow to combine functions of correction, stabilization and orientation of SSV in one electrical jet engine. Research Institute of Machine Building together with the Institute of electro-physics, Ural branch of Russian Academy of Sciences.

These engines considerably differ from the available ERM both by physical processes which generate the thrust impulse and by technical solutions regarding an impulse power source. Unlike the known impulse ERM in the proposed engine:

the main impulse of thrust is generated in the phase of charge expansion in volume or along the surface of propulsive mass;

impulse discharge expands from the anode side in the direction of cathode;

high voltage impulses are used (160 - 220 kWt) of nanosecond duration (5 - 10 nsec);

propulsive mass is ionized in the shock wave front as a result of outer-shell electrons explosive emission in the direction of anode;

catalyst of ionization products - electrostatic interaction of positive ions, plasma flow with like-charged surface of propulsive mass.

Combination of all these features incorporated in the engines designed causes a considerable increase of the specific impulse in the «end» option of discharge gap not less than 20000 m/sec whereas the available «end»- type ERM(burning takes place in the end of the chamberless motor) - not more than 8000 - 12000 m/sec.

The ERM designed are named as impulse electronic-knock rocket motors. This name reflects the basiç process of converting a propulsive mass (PM) into a high temperature plasma in the front of supersonic phased transmission expansion.

In the engine surveyed the high level of impulse power in discharge is ensured at low power of discharge. As compared with the traditional engines the impulse plasma motors implement the advantages of plasma production and catalysis mechanisms accompanying the given type of discharge.

The significant advantage of IEKRM is a frequency-impulse mode of operation (at frequency up to 100 Hz and more) with possible practically instant built-up and drop of thrust. Thanks to that feature the field of effective application of PP based upon IEKRM could be expanded practically to all classes of tasks of the greatest interest for SSV designers:

maintenance of geostationary space vehicles in the north-south direction during 10 - 15 years;

compensation of the SSV aerodynamic drag in low near-Earth orbits (300 km) during 5 - 7 years;

change of orbit;

accurate manoeuvres and orientation control;

keeping the given accuracy of arranging interorbit clusters of SSV;

removal of exhausted and defective SSV from geostationary orbits.

Table 1 illustrates the characteristics of the best IEKRMs in the current phase of work.

Table 1

Sr.No.	Description of parameters	Propulsive mass	
		PTFE-4	PTFE-4
1.	Specific impulse of thrust, N·s	$3{,}2 \cdot 10^{-5}$	$2{,}2 \cdot 10^{-5}$
2.	Energy in impulse, J	1,0	1,0
3.	Propulsive mass flow per impulse, kg	$1 \cdot 10^{-9}$	$0{,}8 \cdot 10^{-9}$
4.	Specific impulse of thrust, m/sec	$32 \cdot 10^{3}$	$26 \cdot 10^{3}$
5.	Propulsive efficiency	0,51	0,41
6.	Thrust value, Wt/N	$3{,}13 \cdot 10^{4}$	$4{,}5 \cdot 10^{4}$
7.	Frequency of starting, Hz	≤ 100	≤ 100

Specific characteristics of IEKRM have reserves of improving mainly thanks to :

- optimization of discharge chamber design;
- application of composite propulsive masses, which fully satisfy the features of electronic-knock process;
- improvement of power characteristics in impulse power sources.

Technical feasibility of the physical process for making IEKRM is mainly determined by characteristics of high voltage power sources. Nanosecond voltage impulse generators (VIG) of RADAN type are used with the frequency up to several Hz and of CM type based upon solid body semiconductor breakers designed by the Institute of electro-physics , Ural branch of Russian Academy of Sciences with an adaptable frequency of pulsing of 1 - 1000 Hz and resource of

$10^7 \cdot 10^{11}$ impulses. Characteristics of the available VIG laboratory models as well as that being designed now and close to a flight version are given in Table 2.

Sr.No	Description of parameters	RADAN	CM	Advanced VIG
1.	Impulse voltage, kWt	150 - 300	100 - 250	180
2.	Impulse duration, nsec	2 - 5	20 - 40	10
3.	Energy in impulse, J	1 - 3	0,4 - 0,8	5
4.	Pulsing frequency, Hz	1 - 25	1 - 1000	100
5.	Resource of impulse	10^7 - 10^8	10^9	10^{11}
6.	Efficiency	0,3 - 0,6	0,3 - 0,5	0,5
7.	Mass, kg	10 - 28	50	15

At the same total impulse the mass and Thrust value of IEKRM are expected significantly less than in impulse ERM of errosion type and with that a specific impulse is less by one order. During operation in frequency mode at 100 Hz level using an advanced generator with the impulse energy of 5 J the second total impulse of IEKRM becomes comparable with the thrust of the СПД-36 stationary plasma engine.

One of the main directions in creating IEKRM and propulsion modules based upon it is development of the solid phase (of polytetrafluorethylene-4 (PTFE) type) propulsive mass (PM) supply system (SS) into the discharge gap. Surveys resulted in manufacture

and successful tests of supply system version model of the solid phase PM grains into the area of discharge gap with the help of technological gas excessive pressure from the independent pneumatic system. Automatic functioning of pneumatic supply is ensured by switching on/off of the controlling valve mounted in the output of gas receiver depending upon the pressure in the cavity under grain by commands from pressure switch. The pneumatic unit of switching thy multi chamber IEKRM with the impulse generator capable of automatic control over the number and sequence of switching on the discharge chambers.

The demonstration model of IEKRM and PP based upon it are planed to be manufactured in 2000.

PP with IEKRM could be efficiently used for maintaining SSV in a parking position in a geostationary orbit. With that it should be noted that the application of PP based upon IEKRM as a booster at the existing restriction of power source (up to 3 kWt) requires an optimization of IEKRM with PP parameters. The expected increase of PP thrust efficiency up to 50% and application of composite propulsive masses with the improved mass output per impulse allow to reduce the PP power consumption up to a required value and raise the thrust level. At the moment it is possible to use the stationary impulse EKRMs jointly in a combined PP.

The analysis of the available experience in designing and testing allows to conclude that PP of the Earth remote sensing SSV could be made during 2 years.

The propulsion plants of the space communication SSV fitted with the series-produced stationary ERM for correction and monopropellant motors for stabilization could also be built during 2 years.

It is considered reasonable to continue efforts on creating the advanced PP based upon IEKRM.

Выбор проектных параметров малых КА с ЭРД, запускаемых РН легкого класса

Г.А. Попов, Г.В. Малышев, В. Ким, В.М. Кульков
Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института (НИИПМЭ МАИ)
125810, г. Москва, Волоколамское ш. 4
Факс: (095) 158-0367

Одним из направлений повышения эффективности малых космических аппаратов (КА) является использование электрореактивных двигателей (ЭРД) для доставки полезных грузов (ПГ) на высокие орбиты и межпланетные траектории, поддержания орбитальных группировок спутников связи и дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), создания регулируемого уровня микрогравитации на борту малых низкоорбитальных космических аппаратов.

Высокий удельный импульс ЭРД (порядка 20…30 кНс/кг) позволяет существенно повысить массу ПГ малых КА и обеспечить такими КА выполнение задач, традиционно решаемых большими КА с химическими двигателями.

В качестве одного из наиболее перспективных типов ЭРД рассматриваются стационарные плазменные двигатели (СПД), которые прошли наземные и летные испытания и успешно эксплуатируются в космосе с 1972 года.

Новое поколение СПД средней мощности позволяет решать задачи межорбитальной транспортировки грузов, межпланетных перелетов и ряд других задач.

В докладе в качестве примера приведена конструктивная схема малого КА с ЭРД для доставки ПГ массой 100 кг на геостационарную орбиту. При этом выведение КА на промежуточную орбиту обеспечивается ракетами-носителями легкого класса.

Разработанные концепции малых КА с ЭРД позволяют оценить их преимущества по сравнению с традиционными космическими средствами и получить практические рекомендации по разработке перспективных миссий с использованием малых КА.

Проектные параметры задачи

Общая оптимизация проектной задачи включает в себя параметрическую часть (выбор проектных параметров) и траекторную часть (анализ схем перелета и определение траекторных характеристик).

Учитываются ограничения по времени перелета и интегральной дозе радиации.

Оптимальные проектные решения соответствуют максимуму ПН, доставляемой на рабочую орбиту, при заданной начальной массе на промежуточной орбите (определяемой энергетическими возможностями средств выведения).

На этапе анализа компоновочных схем разгонного блока с ЭРД рассматриваются варианты схемных решений с учетом ограничений по зоне ПН под головным обтекателем РН, габаритных размеров систем и агрегатов ДУ, энергетической установки, баков с рабочим телом, ПН и др.

Двигатели малой тяги и их представители типа СПД требуют в проектных исследованиях комплексного энергобаллистического подхода. Он связан с невозможностью разделения выбора конструктивных, энергетических и режимных параметров двигателя с баллистическим решением по траектории.

Режимные параметры двигателя:

- тяга T;
- скорость истечения W;
- тяговый КПД η_T;

- потребляемая мощность N_{thr};
- анодное напряжение U_d;
- массовый расход рабочего тела $\dot{m}_p$

замыкаются на *энергосистему*:

- мощность энергетической установки N_{pss};
- удельную массу СБ γ_N;
- удельную массу системы вторичного питания γ_{tr};
- степень деградации СБ в радиационных поясах k_d.

В целом, все перечисленные параметры входят в баллистическую задачу, определяющую траекторию перелета, программу управления вектором тяги, суммарный расход рабочего тела, общий ресурс работы систем, время пребывания в радиационных поясах и воспринятую дозу радиации. Для компланарных и некомпланарных круговых начальных и конечных орбит возможны приближенные энергомассовые оценки.

Проектная модель разгонного блока с ЭРДУ

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭРД

Основные соотношения для ЭРД представляются системой уравнений[1]:

- массовый расход рабочего тела:

$$\dot{m}_p = (m_i / q_i) J_i / \eta_m$$

- мощность на входе двигателя:

$$N_{thr} = J_i U_d / \eta_e = \frac{q_i}{m_i} \frac{\eta_m}{\eta_e} U_d \dot{m}_p$$

- скорость истечения рабочего тела:

$$W = \eta_m \eta_e \sqrt{2 q_i U_d / m_i}$$

- тяга двигателя:

$$T = J_i \eta_e \sqrt{2 m_i} \sqrt{U_d / q_i} = \eta_m \eta_e \sqrt{\frac{2 q_i U_d}{m_i}} \dot{m}_p,$$

где m_i - масса ионов;

q_i - заряд ионов;

J_i - ток пучка ионов;

η_m - массовая эффективность, характеризующая потери вследствие неполной ионизации рабочего тела;

U_d - анодное напряжение;

η_e - энергетический КПД, характеризующий потери мощности;

$\eta_в$ - потери вследствие негомогенности и расходимости пучка ионов.

Общая или тяговая эффективность:

$$\eta_T = \eta_в \eta_e \eta_m \eta_{tr} \eta_c,$$

где η_{tr} - КПД вторичного преобразователя;

η_c - коэффициент, учитывающий потери энергии в коммуникациях (в кабелях).

Тяговый КПД аппроксимируется зависимостью:

$$\eta_T = \frac{в W^2}{V^2 + d^2},$$

где W - скорость истечения;

$в, d$ - эмпирические коэффициенты (для СПД коэффициенты принимаются

равными $в=0.79$ и $d=11900$ м/с).

На рис. 1 представлена тяговая эффективность СПД (аппроксимирующая кривая и экспериментальные данные[1]).

Выбор оптимальных параметров и расчет энергомассовых характеристик

Основные проектные параметры ЭРД - скорость истечения W (или удельный импульс I_{sp}), тяга T и мощность энергоустановки N_{pss} выбираются исходя из максимума доставляемой ПН[2,3].

ОПТИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ W_{opt}

$$W_{opt} = \sqrt{\frac{2вt_n\left(1+a_{pt}\right)}{\gamma} + d^2},$$

где t_n - моторное время перелета;

γ - удельная масса энергетической установки, включая вторичный преобразователь;

a_{pt} - относительная масса бака рабочего тела.

На рис.2 показана зависимость оптимальной скорости истечения W_{opt} от времени перелета t_n.

НАЧАЛЬНОЕ УСКОРЕНИЕ f_0

Требуемое начальное ускорение определяется для перелета между круговыми орбитами[4]:

$$f_0 = \frac{W_{opt}}{t_n}\left[1 - \exp(-\frac{V_x}{W_{opt}})\right],$$

где V_x - характеристическая скорость для компланарного перелета:

$$V_x = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_k}},$$

а для пространственного, соответственно:

$$V_x = \frac{\sqrt{ln^2\frac{r_k}{r_0} + \pi^2 i_k^2}}{ln\frac{r_k}{r_0}}\left(\sqrt{\frac{\mu}{r_0}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_k}}\right),$$

где μ - гравитационный параметр Земли;

r_0, r_k - радиус начальной и конечной орбит;

i_k - изменение наклонения орбиты.

ТЯГА ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ T

Тяга ЭРД:

$$T = f_0 m_0,$$

где m_0 - начальная масса аппарата.

МОЩНОСТЬ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ N_{PSS}

Мощность энергетической установки

$$N_{pss} = \frac{TW_{ont}}{2\eta_T}.$$

Проектная массовая модель

Масса энергетической установки M_{PSS} вычисляется по соотношению:

$$M_{PSS} = \gamma_N N_{PSS},$$

где N_{PSS} - электрическая мощность СЭУ в момент старта КА с промежуточной орбиты.

В момент выхода на рабочую орбиту энергетическая установка должна обеспечивать требуемую электрическую мощность для N_{thr} СПД. Связь N_{PSS} и N_{thr} имеет вид:

$$N_{PSS} = \frac{1}{\eta_c k_d}\left(\frac{N_{thr}}{\eta_{tr}} + N_{SC}\right),$$

где η_{tr} - КПД вторичного преобразователя (принимается равным *0.93*);

η_c - коэффициент, учитывающий потери энергии в коммуникациях (в кабелях); при расчетах принимается $\eta_c = 0.96$;

k_d - коэффициент деградации СБ (отношение мощности СБ в момент выхода на рабочую орбиту к мощности СБ в момент старта с промежуточной орбиты);

N_{SC} - потребление мощности служебными и другими системами КА. При расчетах принималось $N_{SC} = 400$ *Вт*.

ДУ состоит из

- СПД, характеристики которых считаются известными;
- системы управления ДУ;
- СХП рабочего тела;
- системы вторичных преобразователей;
- собственно конструкции, объединяющей конструктивно перечисленные элементы.

Масса двигателей вместе с СУ M_{thr} рассчитывается по подводимой к ним электрической мощности:

$$M_{thr} = \gamma_{thr} N_{thr}.$$

Масса вторичных преобразователей M_{tr} рассчитывается по преобразуемой ими электрической мощности:

$$M_{tr} = \frac{\gamma_{tr} N_{thr}}{\eta_{tr}}.$$

Масса СХП M_{tank} рассчитывается по массе рабочего тела двигателей M_X:

$$M_{tank} = M_X a_{pt}.$$

Масса конструкции ДУ M_{str} рассчитывается по сумме масс двигателей, преобразователя и заполненного бака с рабочим телом для ЭРД:

$$M_{str} = \gamma_{str}\left(M_{thr} + M_{tr} + M_X\left(1 + a_{pt}\right)\right).$$

При численном анализе принимаются следующие значения удельных характеристик:

$$\gamma_{thr} = 2.5\ кг/кВт,\ \gamma_{tr} = 5\ кг/кВт,\ \gamma_{str} = 0.15,\ a_{pt} = 0.2.$$

Масса всей ДУ M_{PU} рассматривается как сумма масс ее отдельных элементов:

$$M_{PU} = M_{thr} + M_{tr} + M_{tank} + M_{str}.$$

Отдельно рассматриваются составляющие массы КА, которые принципиально могут быть использованы при функционировании КА на ГСО:

- масса системы управления движением КА M_{contr}.
- масса служебных систем M_{serv}.

- масса конструкции КА M_{str}.

Сумма этих масс M_{Σ} при расчетах принимается равной *435 кг*.

Баланс масс КА с ЭРД определяется следующим соотношением

$$M_0 = M_{PSS} + M_{PU} + M_{\Sigma} + M_X + M_{pl},$$

где M_{pl} - масса ПН.

В табл.1 приведены основные технические характеристики малого КА с ЭРД для доставки полезного грузка массой *100 кг* на геостационарную орбиту.

Таблица 1

Начальная масса, кг	350
Масса полезного груза, выводимого на геостационарную орбиту, кг	100
Мощность энергетической установки, кВт	~ 3.5
Удельный импульс двигательной установки, км/с	16 - 30
Запас характеристической скорости, км/с	~ 6

Выведение обеспечивается РН легкого класса. Общий вид малого КА с ЭРД показан на рис.4.

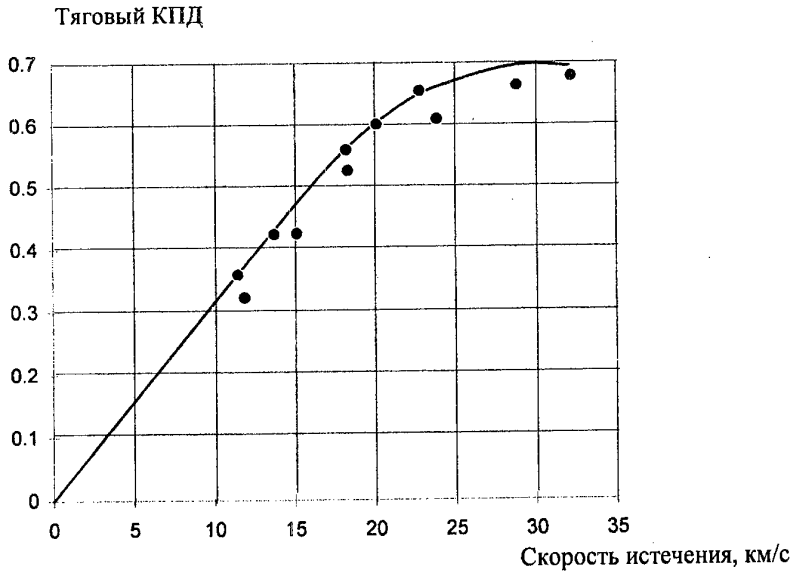


Рис. 1 Тяговый КПД

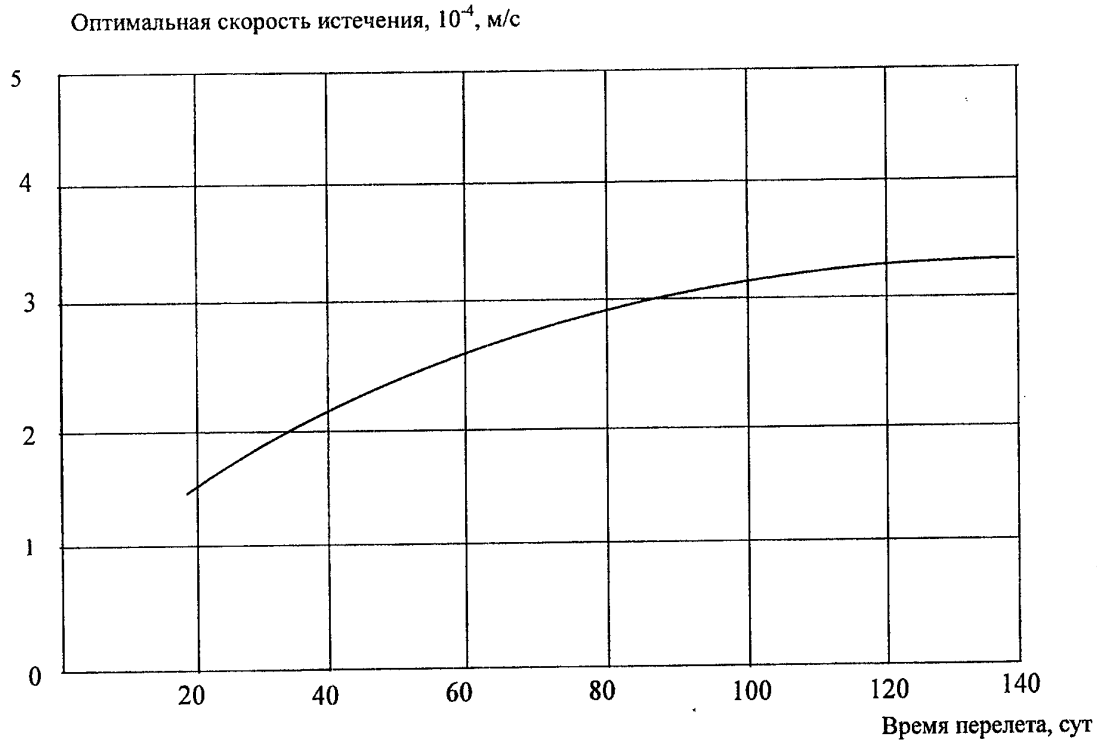


Рис. 2 Оптимальная скорость истечения (γ=20 $^{кг}/_{кВт}$)

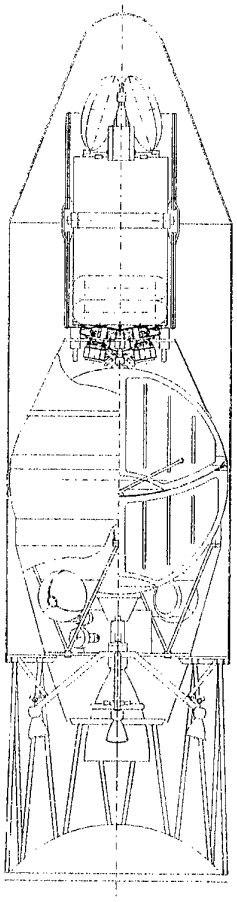
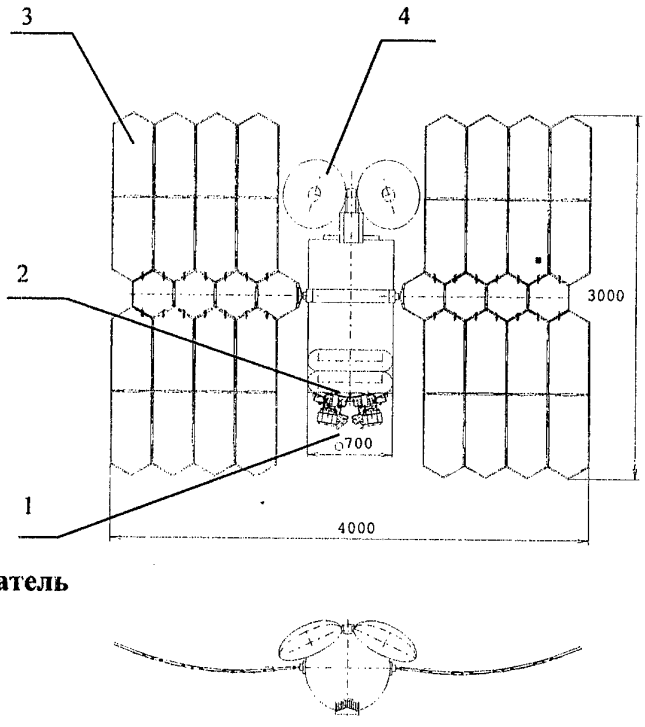


Рис. 3



1 - электрореактивный двигатель
2 - бак с рабочим телом
3 - солнечные батареи
4 - антенна ретранслятора

Рис. 4

Литература

1. H.W. Loeb, G.A. Popov. Advanced Interplanetary Missions Using Nuclear - Electric Propulsion/ University of Giessen, 1994.
2. Г.В. Малышев, В.М. Кульков, М.В. Кульков. Анализ схемных решений и проектных параметров межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивной двигательной установкой. - XIV Научные чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей Ф.А. Цандера. Тезисы докладов. М., ИИЕТ РАН, 1997, с 12-14.
3. Г.В. Малышев, В.М. Кульков, М.В. Кульков. Сравнительный технико-экономический анализ вариантов транспортной системы "орбита ИСЗ - орбита ИСЛ". - XXXII Научные чтения, посвященные разработке творческого наследия К.Э. Циолковского. Тезисы докладов. М., ИИЕТ РАН, 1997. с.43-44.
4. М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перелыгин, В.К. Безвербый. Механика космического полета - М.: Машиностроение, 1989 - 408 с.

Small Spacecraft With Electrical Thrusters Design Parameters Selection Launched by Light Launch Vehicles

G.A. Popov, G.V. Malyshev, V. Kim, V.M. Kulkov
Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics
of the Moscow Aviation Institute (RIAME MAI)
4 Volokolamskoye sh., Moscow, 125810,
Fax: (095) 158 0367

One of directions of small spacecraft (SC) efficiency increase is the usage of electrical thrusters for SC delivery into high orbits and interplanetary trajectories, communication and Earth remote sensing spacecraft orbital constellation maintenance, creation of an adjustable microgravitation level onboard of small low-orbit spacecraft.

The high specific impulse of electrical thrusters (of order *20 ... 30 kN sec/kg*) allows to increase essentially the small SC payload mass and to solve a problems traditionally solved by large spacecraft with chemical engines.

As one of the most perspective electrical thruster types are considered the stationary plasma thrusters (SPT) which have passed ground and flight tests and successfully used in space since *1972*.

SPT new generation of main power allows to realize the payload interorbital transportation, interplanetary flights and number of other missions.

SPT small SC design layout for *100 kg* payload mass delivery into a geostationary orbit is represented in a report. It is supposed that SC insertion into an intermediate orbit is provided with light launch vehicles.

The developed concepts on the SC scheme allow to evaluate their advantages in comparison with a traditional space means and to receive the practical recommendations for development of perspective missions with usage of small SC.

Problem Design Parameters

General optimization design problem scheme includes a parametric part (design parameter choice) and a trajectory part (transfer trajectory scheme analysis and trajectory characteristic calculations).

The transfer time and integral radiation doze limits are taken into account.

Optimal design solution corresponds to maximal PL mass to operational orbit with given initial mass into intermediate orbit (determined by transportation system power possibility).

Structure option with taken into account the PL zone limitation under the LV nose fairing, EPE, PSS and SDS dimensions on design scheme analysis stage of ET booster were considered.

Thrusters and SPT-type thrusters, in particular, need a complex energy-ballistic analysis method in investigation. It is connected with impossibility to separate the choose of thruster structure, power and mode parameters and ballistic trajectory analysis.

Thruster mode parameters:

- Thrust T;
- Discharge Velocity W;
- Thrust Efficiency η_T;
- Thruster Input Power N_{thr};
- Anode Voltage U_d;
- Mass Flow Rate $\dot{m}_p$

are connected with power-and-mass parameters:

- PSS Electric Power N_{pss};
- PSS Specific Mass γ_N;
- Secondary Converter Specific Mass γ_{tr};
- SP Degeneration Level in Radiation Belts k_d.

All listed parameters are included into ballistic problem defining the following parameters: transfer trajectory, thrust vector control program, total working medium flow, the main system lifetime, radiation belt interaction time and the total radiation doze received. It is possible to use approximate mass-energy estimations for coplanar and non-coplanar circular initial and final orbits.

ETPU Booster Design Mathematical Model

ET GENERAL PERFORMANCE

ET general relations are represented by the following equation system[1]:

- working medium mass flow rate:

$$\dot{m}_p = (m_i / q_i) J_i / \eta_m$$

- thruster input power:

$$N_{thr} = J_i U_d / \eta_e = \frac{q_i}{m_i} \frac{\eta_m}{\eta_e} U_d \dot{m}_p$$

- working medium discharge velocity:

$$W = \eta_m \eta_a \sqrt{2 q_i U_d / m_i}$$

- ET thrust:

$$T = J_i \eta_a \sqrt{2 m_i U_d / q_i} = \eta_m \eta_a \sqrt{\frac{2 q_i U_d}{m_i}} \dot{m}_p,$$

where m_i is ion mass;

q_i is ion charge;

J_i is ion beam current;

η_m is mass efficiency characterizing losses due to not complete working medium ionization;

U_d - anode voltage;

η_e - power efficiency characterizing power losses;

η_a - losses due to non-homogeneity and ion beam divergence.

Total or thrust efficiency:

$$\eta_T = \eta_a \eta_e \eta_m \eta_{tr} \eta_c,$$

where η_{tr} is secondary converter efficiency;

η_c is losses coefficient of cables.

Thrust efficiency is approximated by following formula:

$$\eta_T = \frac{\varepsilon W^2}{W^2 + d^2},$$

where W is discharge velocity;

ε, d are empirical coefficients (for SPT the coefficients are supposed to be ε=0.79 and d=11900 m/sec).

SPT thrust efficiency (approximate curve and experimental dates[1]) are given in fig. 1.

Optimal Parameters Selection and Mass-Energy Characteristics Calculation

The ET main parameters: discharge velocity W (or specific impulse I_{sp}), thrust T, and PSS electric power N_{pss} are selected on the base of PL mass maximum criteria[2,3].

OPTIMAL DISCHARGE VELOCITY W_{opt}

$$W_{opt} = \sqrt{\frac{2\sigma t_n\left(1+a_{pt}\right)}{\gamma}+d^2},$$

where t_n is active thrust time;
γ is PSS specific mass including the secondary converter;
a_{pt} is working medium tank relative mass.
The optimal discharge velocity W_{opt} valuation from active thrust time is given on fig.2.

INITIAL ACCELERATION f_0

The desired initial acceleration for flight between circular orbits is calculated[4]:

$$f_0 = \frac{W_{opt}}{t_n}\left[1-\exp(-\frac{V_x}{W_{opt}})\right],$$

where V_x is characteristic velocity for coplanar transfer:

$$V_x = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}-\sqrt{\frac{\mu}{r_k}},$$

and for non-coplanar one:

$$V_x = \frac{\sqrt{ln^2\frac{r_k}{r_0}+\pi^2 i_k^2}}{ln\frac{r_k}{r_0}}\left(\sqrt{\frac{\mu}{r_0}}-\sqrt{\frac{\mu}{r_k}}\right),$$

where μ is Earth gravitational parameter;
r_0, r_k are initial and final orbit radii;
i_k is orbit inclination change.

ET THRUST T

ET thrust is

$$T = f_0 m_0,$$

where m_0 is SC initial mass.

PSS POWER N_{PSS}

PSS power is

$$N_{pss} = \frac{TW_{opt}}{2\eta_t}.$$

Mass Design Model

Thus, PSS M_{PSS} is calculated as follows:

$$M_{PSS} = \gamma_N N_{PSS},$$

where

N_{PSS} is SPSS electrical power at SC launching moment in the intermediate orbit.

At the operation orbit entering moment the PSS should provide SPT required electrical power N_{thr}. The relation of N_{PSS} and N_{thr} is as follows:

$$N_{PSS} = \frac{1}{\eta_c k_d}\left(\frac{N_{thr}}{\eta_{tr}} + N_{SC}\right),$$

where

η_{thr} is the secondary transducer efficiency (equal *0.93*);

η_c is power losses in cables factor. In calculations it is assumed to be η_c=*0.96*;

k_d is a SP degeneration factor (the relation of battery power at the insertion into the operation orbit moment and battery power at the launching moment from the intermediate orbit);

N_{SC} is SC service and other system power consumption (N_{SC} = *400 W*).

The propulsion unit consists of

- SPT which characteristics are considered as known;
- propulsion unit control system;
- working medium (xenon) SDS;
- secondary transducer system;
- propulsion unit construction proper integrating the listed construction elements.

Two mass model approaches to the propulsion unit have been realized. In the first approach thruster mass is calculated on the basis of particular thruster mass values. For example, *M-200* thruster of *7.75 kW* input electrical power mass including its control system is about *19 kg*. In this case it is necessary to analyze required thruster quantity according to their lifetime and redundancy. It is more correct for the present investigation phase accept to relative mass concept (as well as for PSS), thruster's mass together with their control systems being calculated on the base of input electrical power:

$$M_{thr} = \gamma_{thr} N_{thr}$$

Secondary transducer mass is calculated by their transforming electrical power:

$$M_{tr} = \frac{\gamma_{tr} N_{thr}}{\eta_{tr}}$$

Propellant SDS mass is calculated on working medium (xenon) mass M_x:

$$M_{tank} = M_X a_{pt}$$

Propulsion unit structure mass (M_{str}) is calculated on the sum of thruster's mass, transducer and tanks filled with working medium for ET:

$$M_{str} = \eta_{str}\left(M_{thr} + M_{tr} + M_X\left(1 + a_{pt}\right)\right)$$

At numerical analysis following specific characteristic values have been accepted:

$$\gamma_{thr} = 2.5\ kg/kW,\ \gamma_{tr} = 5\ kg/kW,\ \gamma_{str} = 0.15,\ a_{pt} = 0.2.$$

Propulsion unit mass M_{PU} is considered to be the sum of its separate elements:

$$M_{PU} = M_{thr} + M_{tr} + M_{tank} + M_{str}$$

SC element masses are considered separately. The following mass can be used in SC operation in GEO:

- SC motion control system M_{contr}.
- SC service system mass M_{serv}.

- SC structure mass M_{str}.

These mass sum (M_{Σ}) equals *435 kg* at calculations.

SC with ET mass balance is determined by the following:

$$M_0 = M_{PSS} + M_{thr} + M_{\Sigma} + M_X + M_{pl}$$

where M_{pl} is PL mass.

Major performance of the ET SC from insertion 100 kgs PL mass into the GEO are given in table 1.

Table 1

Initial Mass, kgs	350
Payload Mass to GEO, kgs	100
Power Supply, kW	~3.5
Propulsion Unit Specific Impulse, km/sec	16 - 30
Characteristic Velocity Margin, km/sec	~6

Insertion organized by light launch vehicle. ET SC general view is presented on fig.4.

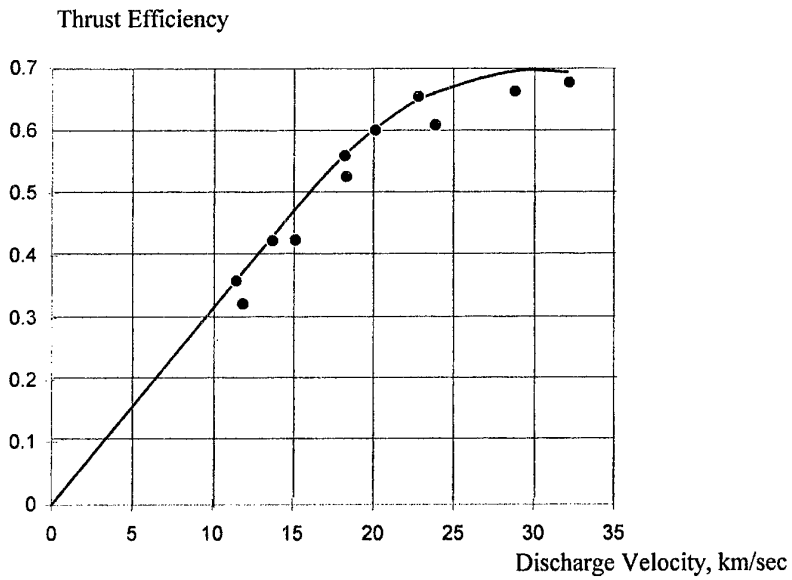


Fig. 1 Thrust Efficiency

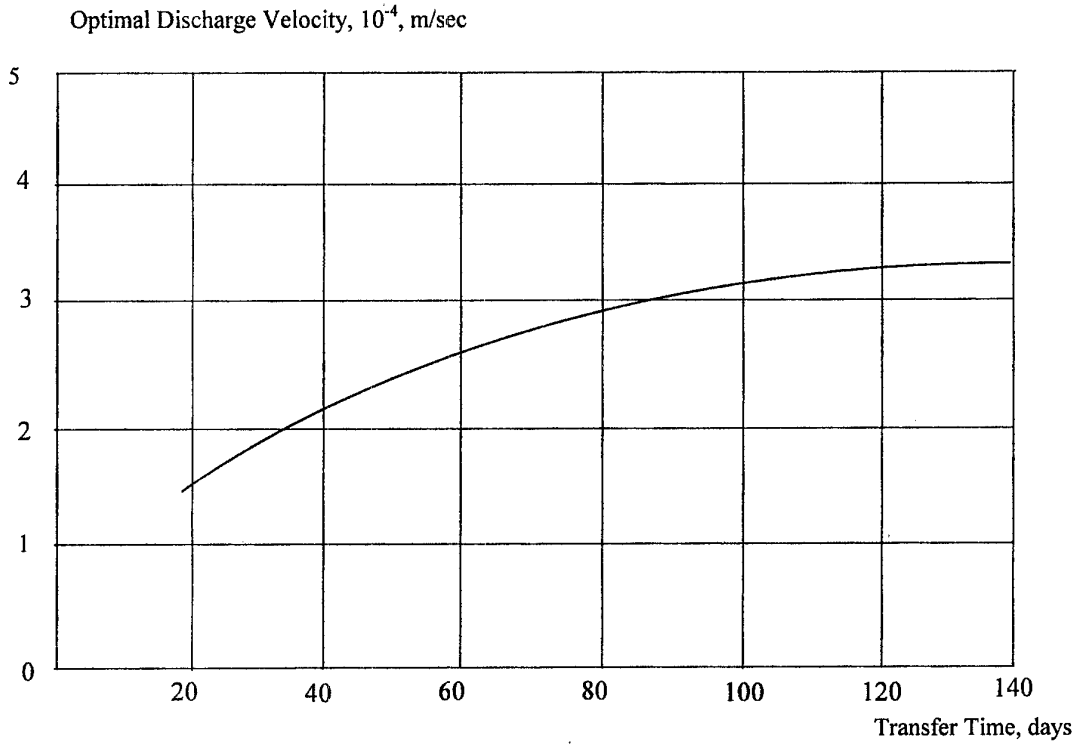


Fig. 2 Optimal Discharge Velocity (γ=20 $^{kg}/_{kW}$)

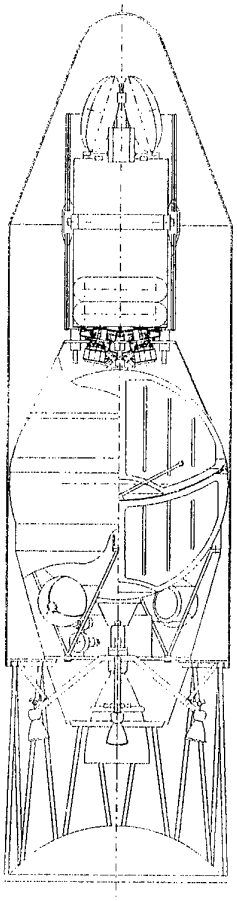
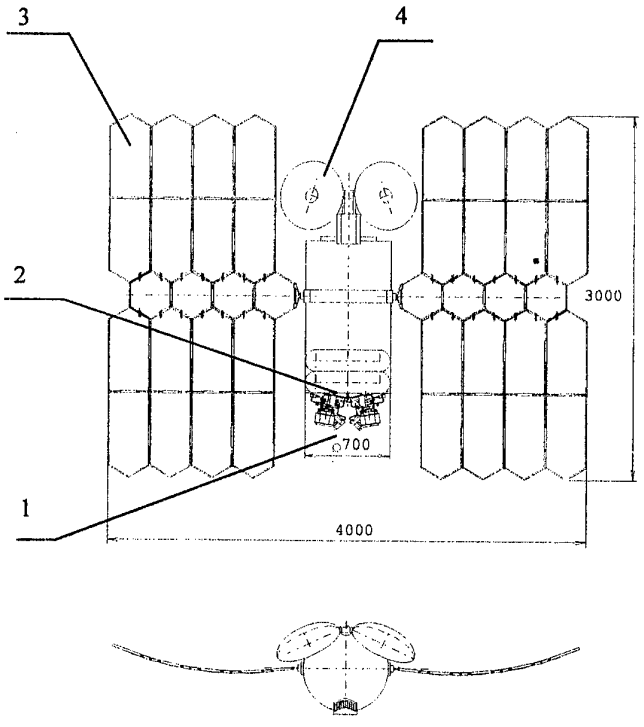


Fig. 3

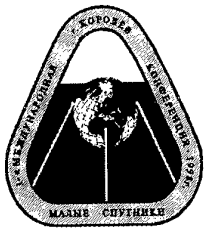


1 - Electrical Thruster
2 - Working Medium Tank
3 - Solar Panel
4 - Antenna

Fig. 4

Literature

1. H.W. Loeb, G.A. Popov. Advanced Interplanetary Missions Using Nuclear - Electric Propulsion/ University of Giessen, 1994.
2. Г.В. Малышев, В.М. Кульков, М.В. Кульков. Анализ схемных решений и проектных параметров межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивной двигательной установкой. - XIV Научные чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей Ф.А. Цандера. Тезисы докладов. М., ИИЕТ РАН, 1997, с 12-14.
3. Г.В. Малышев, В.М. Кульков, М.В. Кульков. Сравнительный технико-экономический анализ вариантов транспортной системы "орбита ИСЗ - орбита ИСЛ". - XXXII Научные чтения, посвященные разработке творческого наследия К.Э. Циолковского. Тезисы докладов. М., ИИЕТ РАН, 1997. с.43-44.
4. М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перелыгин, В.К. Безвербый. Механика космического полета - М.: Машиностроение, 1989 - 408 с.



1-я МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ-ВЫСТАВКА

МАЛЫЕ СПУТНИКИ
НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, ДОСТИЖЕНИЯ. ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ
МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В НОВОМ ТЫСЯЧЕЛЕТИИ

I-st ANNUAL INTERNATIONAL CONFERENCE & EXHIBITION

S M A L L S A T E L L I T E S
NEW TECHNOLOGIES, ACHIEVEMENTS, PROBLEMS AND PROSPECTS
FOR INTERNATIONAL CO-OPERATION IN THE NEW MILLENNIUM

СЕКЦИЯ II:

МЕТОДОЛОГИЯ, ЭКОНОМИКА, ОРГАНИЗАЦИЯ РАЗРАБОТКИ МАЛОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

SESSION II:

METHODOLOGY, ECONOMY AND ORGANIZATION OF SMALL SPACE TECHNOLOGY DEVELOPMENT

Руководители:

Б.В. Бодин, РКА, Россия
Н.А. Анфимов, ЦНИИМАШ, Россия

Chairpersons:

Boris V. Bodin, RSA, Russia
Nicolai A. Anfimov, TsNIIMASH, Russia

II.1 **Проблемы обеспечения сроков активного существования малых спутников с использованием современной элементной базы**
В. Алавердов, Н. Анфимов, Г. Кравченко, В. Манойло, Ю. Соколов, ЦНИИМАШ, Россия

II.2 **Перспективы развития МКА в России**
М. Овчинников, ИПМ РАН, Россия

II.3 **Регрессионный синтез многоцелевых модульных систем летательных аппаратов**
В. Балык, МАИ, А. Гуров, Р. Кулакова, А. Никулин, МАТИ - РГТУ, Россия

II.4 **Архитектура унифицированного ряда космических платформ для малых КА, различных по массе и назначению**
А. Наумов, Г. Успенский, В. Иванов, В. Миронов, ЦНИИМАШ, Россия

II.5 **О возможном переносе технологий пилотируемой космонавтики в области систем отображения информации в другие отрасли**
Ю. Тяпченко, СОКБ НИИ АО, Россия

II.6 **Эффект использования дробных и гибких стратегий при обеспечении надежной работы орбитальных группировок малых спутников**
А. Рембеза, Ю. Соколов, В. Чалый-Прилуцкий, ЦНИИМАШ, Россия.

II.7 **Системное прогнозирование и оптимизация опережающего задела для создания малоразмерных космических аппаратов**
Ю. Коптев, РКА, В. Лукьященко, В. Сенкевич, А. Рембеза, Э. Семененко, ЦНИИМАШ, Россия. **Морозенко А.Ф.**

II.8 **Перспективы развития малой космической техники в России при использовании новых технологий**
Б. Бодин, Ю. Левицкий, РКА,
В. Лукьященко, В. Сенкевич, Г. Райкунов, А. Рембеза, ЦНИИМАШ, Россия **Морозенко А.Ф.**

II.9 **Анализ технико-экономической эффективности инвестиционных проектов по использованию МКА**
И. Абзалов, Ю. Даньков, В. Новиков, "АГАТ", Россия

II.10 **Оценка рыночной значимости малых космических аппаратов различного назначения в современной экономической конъюнктуре мирового рынка**
В. Бобылев, В. Кузьминов, А. Рембеза, С. Шувалов, ЦНИИМАШ, Россия

II.11 **Количественная мера в задачах оценки эффективности международного сотрудничества**
Ю. Короткий , ГКНПЦ им. Хруничева, Россия

II.12 **Малые космические аппараты как основа создания многоспутниковых многофункциональных космических систем**
Г. Райкунов, А. Рембеза, Л. Романовский, А. Кубанов, ЦНИИМАШ, Россия **Морозенко А.Ф.**

II.13 **Нисходящая иерархия модулей - основа совершенствования будущей технологии создания космических систем**
Л. Патрикеев, ГКНПЦ им. Хруничева, Россия

II.14 **Международная интеллектуальная Среда интерактивного общения и место в ней интеллектуальных МКА**
В. Иванов, Клуб "Интеллект" г. Королева, Россия

II.1 **Problems of Assuring Small Satellite Active Service Life with Due Regard for New Element Base**
V. Alaverdov, RSA
N. Anfimov, G. Kravchenko, V. Manoilo,
Yu. Sokolov, TsNIIMASH, Russia

II.2 **The Perspective of Small Satellite Progress in Russia**
M. Ovchinnikov, IPM RAN, Russia

II.3 **The Regressive Synthesis of Modular Systems of Multipurpose Aerospace Vehicles**
V. Balyk, MAI,
A. Gurov, R. Kulakova, A. Nikulin, MATI-RGTU, Russia

II.4 **Architecture of Unified Set of the Space Platform for Different by the Mass and the Goal Small Spacecraft**
A. Naumov, G. Uspenski, V.M. Ivanov, V. Mironov,
TsNIIMASH, Russia

II.5 **Possibilities of Transferring the Manned Space Technologies in Information Display Systems to the Other Branches**
Yu. Tyapchenko, SOKB NII AO, Russia

II.6 **The Risk Assessment and Management for Satellite Technology and/or Missions (SSTM)**
A. Rembeza, Yu. Sokolov, V. Chalyi-Priloutskii,
TsNIIMASH, Russia.

II.7 **System Forecast and Optimization of Advanced Scientific and Technical Studies for Small Satellites Development**
Yu. Koptev, RSA, V. Lukjashchenko, V. Senkevich,
A. Rembeza, E. Semenenko, TsNIIMASH, Russia **A.Morozenko**

II.8 **Prospects of Small Space Technology Development in Russia Using New Technology**
B. Bodin, Yu. Levitsky, RSA, V. Lukjashchenko, V. Senkevich,
G. Raikunov, A. Rembeza, TsNIIMASH, Russia **A.Morozenko**

II.9 **The Analysis of Technological Efficiency of the Investment Projects on Use of Small Space Vehicles**
I. Abzalov, Yu. Dankov, V. Novikov, AGAT Organization, Russia

II.10 **Assessment of Small Satellites Economic Significance within the Environment of World Space Market**
V. Bobylev, V. Kuzminov, A. Rembeza, S. Shuvalov,
TsNIIMASH, Russia

II.11 **Quantitative Measure for Evaluating the Efficiency of International Cooperation in the Rocket and Space Area**
Yu. Korotki, Khrunichev GKNPTs, Russia

II.12 **Small Space Vehicles as a Base for Creation of Multisatellite and Multipurpose Space Systems**
G. Raikunov, A. Rembeza, A. Kubanov, L. Romanovsky,
TsNIIMASH, Russia **A.Morozenko**

II.13 **Downward Hierarchy of Modules - a Basis for Improving the Future Space Systems Development Technology**
L. Patrikeev, G. Suhov, KB Salut Khrunichev GKNPTs, Russia

II.14 **The Perspective of Intellectual Small Satellites Using in the Space Informational Systems**
V. Ivanov, Club "Intellect", Russia

Проблемы обеспечения сроков активного существования малых спутников с учетом новой элементной базы.

В.В.Алавердов
РКА
129857, г.Москва, ул.Щепкина, 42
Н.А.Анфимов, Г.Н.Кравченко, В.И.Манойло, Ю.А.Соколов
ЦНИИмаш
141070, г.Королев Московская область, ул Пионерская, 4

Рассматриваются возможности и пути увеличения сроков активного существования (САС) малых спутников.

Сроки активного существования космических аппаратов (или время их жизни на орбите) являются одной из основных характеристик изделий космической техники, определяющей их технический уровень и технико-экономическую эффективность. По этому показателю российские космические аппараты до сих пор уступают лучшим зарубежным аналогам. Вследствие недостаточно высоких САС КА, а также некоторых других показателей технического ровня для решения практических задач мы вынуждены были до недавнего времени запускать значительно большее число КА, чем другие страны. Однако за последние годы по известным причинам финансово-экономического и социально-политического характера количество ежегодно запускаемых КА резко сократилось - примерно в два раза по сравнению с концом 80-ых годов, хотя частично такое сокращение определяется и достигнутым увеличением фактических САС КА, и более рациональной стратегией эксплуатации находящихся на орбите аппаратов, и более полным использованием всех их ресурсов. В связи с этим дальнейшее увеличение сроков активного существования КА рассматривается как главное направление повышения эффективности космической техники и как одна из важнейших задач, стоящих перед российской космической промышленностью в современных условиях.

Увеличение сроков активного существования КА оказывает многоплановое влияние на эффективность космической техники: за счет этого обеспечивается рост возможностей реализации космической программы, результативности применения космической техники, экономической и экологической ее эффективности конкурентоспособности космических средств на внутреннем и мировом рынках. Осуществление перспективных проектов создания систем связи, телевещания, наблюдения за поверхностью Земли, навигации, средств отработки технологий производства материалов в космосе, исследование космического пространства и небесных тел, развертывание орбитальных группировок новых космических систем и поддержание их работоспособности с учетом ограниченных возможностей производства КА и ракет-носителей и темпов их запуска возможны только при условии существенного улучшения ресурсных характеристик космических аппаратов по сравнению с достигнутым уровнем, а также, одновременно, их энер-

гетических и массовых характеристик.

Проблема повышения ресурса КА стала объектом внимания заказчика космической техники. предприятий промышленности и органов государственного управления с начала семидесятых годов. Исходя из результатов работ ряда межведомственных комиссий были разработаны планы мероприятий по обеспечению увеличения сроков активного существования некоторых типов космических аппаратов, улучшения ресурсных характеристик электрорадиоизделий (ЭРИ) и материалов, отдельных бортовых систем КА. Это способствовало активизации работ в указанном направлении, в результате чего задаваемые в техническом задании и фактические САС КА были повышены в среднем в два раза за 15 лет. Однако полностью ликвидировать отставание отечественных КА от лучших зарубежных аналогов до настоящего времени не удалось.

Согласно Федеральной космической программе предусматривается значительное (в 2-3 раза) увеличение сроков активного существования перспективных КА по сравнению с нынешним уровнем. Гарантированное обеспечение оговоренных в программе ресурсных характеристик КА, необходимое для ее успешной реализации, - это сложная и трудоемкая научно-техническая и организационная задача, для решения корой требуется систематическая, целенаправленная и скоординированная деятельность всех участников разработки, производства, испытаний и эксплуатации космических аппаратов.

Анализ показал, что повышение САС перспективных малых спутников до указанного уровня возможно в результате проведения комплекса работ по техническому, организационному и нормативному направлениям.

Основными физико-техническими факторами, определяющими уровень САС малых спутников в целом и ресурсы его бортовой аппаратуры, являются:

- ограниченная стойкость электрорадиоизделий и материалов, используемых при создании бортовой аппаратуры КА, при внешнем воздействии на него факторов космического пространства (радиации, вакуума и электризации), действии собственной внутренней атмосферы КА и т.д.;
- недостаточные удельные энергомассовые характеристики ЭРИ, материалов, систем, приборов, агрегатов;
- нестабильность физико-механических и энергетических свойств элементов и материалов КА во времени;
- протекание физико-химических процессов (старения, изнашивания, эмиссии, коррозии и т.п.), приводящих к постепенной деградации свойств элементов и материалов.

В процессе разработки и освоения ключевых технологий обеспечения длительных сроков активного существования малых космических аппаратов при выявлении тех их элементов, достижение высоких ресурсных характеристик которых является критичным, необходимо учитывать также научно-технические и конструктивно-технологические факторы, связанные с созданием, производством и

эксплуатацией КА и, в значительной мере, влияющие на уровень САС. К таким факторам, в первую очередь, относятся:

- недостаточные научно-технический задел и отработанность методологии создания КА длительного функционирования;

несовершенство применяемых схемотехнических и конструктивно-технологических решений в плане обеспечения длительных САС;

- ограничения бортовых запасов расходуемых компонентов (рабочего тела ДУ, систем охлаждения ориентации и стабилизации КА и т.д.) в связи с недостаточными энергомассогабаритными характеристиками элементной базы, материалов, систем, узлов и агрегатов, а также ограниченной мощностью средств выведения;

не удовлетворяющий современным и перспективным требованиям уровень технологии производства и испытаний космической техники, культуры производства (влияние этого фактора в настоящее время значительно усиливается);

- оснащенность имеющейся экспериментальной базы, не достаточная для проведения исследований комплексного и долговременного воздействия внешних эксплуатационных факторов;

- несовершенство методологии оценки., контроля и подтверждения ресурса элементов, аппаратуры и САС КА в целом;

- отсутствие апробированных методик ускоренных ресурсных испытаний аппаратов для подтверждения САС 7-10 и более лет.

Техническое направление работ по увеличению САС малых спутников связано с выработкой и реализацией прогрессивных проектно-конструкторских и производственно-технологических решений бортовых систем, приборов, агрегатов и аппарата в целом, совершенствованием технического уровня электрорадиоизделий и материалов, улучшением ресурсных характеристик ключевых, наиболее критичных в этом отношении бортовых систем и приборов (в первую очередь, целевой аппаратуры, систем энергопитания ориентации, стабилизации и др.)

Ключевые технологии, освоение которых позволяет увеличивать САС перспективных малых спутников различных типов до требуемых значений, определяются не столько типами аппаратов, сколько уровнем развития данных технологий единством принципов функционирования ключевых элементов КА, общностью физико-химических процессов, приводящих к отказам его бортовых систем. С этой точки зрения практически все бортовые системы, агрегаты и установки КА могут быть классифицированы следующим образом:

- оптические (оптико-механические) системы;
- электромеханические системы;
- радиоэлектронные системы (в том числе бортовые цифровые вычислительные машины);
- гидромеханические системы;
- электроэнергетические системы;
- двигательные установки;

- механические системы и конструкции.

Во всех типах перечисленных систем, агрегатов и установок имеются соответствующие критичные по ресурсу и срокам службы электрорадиоизделия, комплектующие элементы, конструкционные и функциональные материалы.

Возможности повышения САС перспективной КА связаны с использованием следующих ключевых технологий.

Электрорадиоизделия, комплектующие элементы:

- разработка элементов нового поколения, базирующихся на новых физических и технологических принципах, обеспечивающих длительный ресурс, в том числе элементов аппаратуры негерметичного исполнения (использование твердотельной технологии, создание элементной базы для ретрансляционных комплексов миллиметрового диапазона длин волн, разработка стойких высокотемпературных датчиков физических величин и др.);
- обеспечение радиационной стойкости элементной базы путем разработки радиационно-стойких ЭРИ, внедрения конструктивно-технологических решений по их защите от внешних воздействующих факторов;
- отбраковочные испытания ЭРИ, их диагностический неразрушающий контроль в специализированных испытательных технических центрах;
- эксплуатация элементов в облегченном режиме (по нагрузкам и параметрам окружающей Среды), создание комфортных условий их применения.

Материалы и покрытия:

- разработка новых материалов, сохраняющих функциональные характеристики в условиях воздействия на них факторов космического пространства и собственной атмосферы КА (терморегулирующих покрытий со стабильными характеристиками; нового класса резин, высокотемпературных твердых смазочных покрытий; новых материалов для создания перспективных фотоэлектрических и термоэлектрических преобразователей на основе сложных полупроводников; новых видов пористых и волокнистых материалов электродных элементов химических источников тока и т.д.);
- разработка стабилизирующих добавок, обеспечивающих сохранение свойств топлив двигательных установок КА в течение длительного времени;
- создание стендов для комплексного исследования и оценки стойкости материалов и покрытий при длительном воздействии на них факторов космического пространства.

Оптико-механичекие системы:

- разработка радиационно-стойких реверсивных носителей изображения с высоким разрешением и повышенным ресурсом;

создание устройств считывания информации с реверсивных носителе и систем обработки (сжатия), накопления и передачи информации по радиоканалу

- разработка систем очистки и восстановления оптических поверхностей (это касается и оптических элементов оптико-электронных систем).

Оптико-электронные системы, входящие в состав средств гидрометеорологического и геодезического обеспечения, а также систем управления движением, ориентации и стабилизации практически всех типов КА:

- применение специальных широкоформатных фоточувствительных матриц;
- создание оптико-электронных систем с безинерционным электронным перенацеливанием;

разработка безрасходных криогенных устройств охлаждения аппаратуры с замкнутым циклом;

- создание бесприводных широкопольных датчиков ориентации КА;
- установка приборов ориентации КА в зонах, наименее подверженных воздействию его собственной атмосферы;
- разработка бесплатформенных командных приборов (лазерных и волоконно-оптических измерителей вектора угловой скорости).

Электромеханические системы (приводы, поворотные устройства, гироприборы и т.д.):

- повышение ресурсных характеристик электромеханических устройств, обеспечивающих сканирование и перенацеливание спецаппаратуры, разворот антеннах устройств, повороты солнечных батарей;
- создание и использование бесконтактных электродвигателей для систем терморегулирования и гиромоторов;
- - разработка шарикоподшипниковых узлов гироскопов со схемой подпитки смазкой, а также гироскопических измерителей вектора угловой скорости КА и силовых гироскопов на электромагнитном подвесе;
- внедрение безрасходных магнитных систем сброса кинетического момента, имеющих длительный ресурс.

Радиоэлектронная аппаратура:

- разработка приемо-передающей аппаратуры с длительным ресурсом;
- разработка твердотельных усилителей мощности в диапазоне от 0.5 до 60 ГГц;
- создание высокоресурсных и высокостабильных средств координатно-временного обеспечения;

разработка антенных систем с безинерционным электронным перенацеливанием;

- создание быстродействующих электронных накопителей цифро-

вой информации статического типа.

Системы энергопитания:

- разработка и внедрение радиационно-стойких солнечных батарей с низкой степенью деградации и высокими удельными энергомасовыми характеристиками;
- создание солнечных энергетических установок с концентраторами солнечной энергии;
- применение эффективных защитных покрытий солнечных батарей для повышения их радиационной стойкости;
- разработка фотопреобразователей на базе новых полупроводниковых материалов (арсенида, галлия, фосфида индия, аморфного кремния);
- использование химических источников тока на основе перспективных электрохимических систем (никель-водород) с повышенными значениями емкости, удельной энергии и числом циклов "заряд-заряд";
- использование внутренней диагностики аппаратуры регулирования и контроля.

Двигательные установки:

- создание стационарных плазменных двигателей и электрореактивных двигательных установок с длительным ресурсом.

На уровне КА в целом могут использоваться следующие ключевые технологии повышения САС;

- увеличение высоты орбиты низкоорбитальных КА, повышение точности отработки корректирующих импульсов, что приводит к уменьшению расхода бортовых запасов рабочего тела;
- выбор рабочих орбит, наименее подверженных радиационным воздействиям;
- микроминиатюризация приборов, узлов, агрегатов, элементной базы;
- проектирование КА с учетом его надежности показателей (САС) при обосновании проектно-баллистических параметров, схемотехнических и коструктивно-технологических решений, конструктивной избыточности;
- снижение критичности отказов недостаточно надежных элементов на основе анализа видов и последствий возможных отказов;
- использование ресурсосберегающих технологий, сокращение до минимума количества движущихся узлов и деталей, применение электронных и электромеханических устройств вместо механических, использование тепловых труб в системе терморегулирования, гидроблоков на основе ультразвуковых насосов, бесконтактных электродвигателей, газо- и гидродинамических опор в гироприборах и т.д.;
- обеспечение стойкости бортовой аппаратуры при длительном воздействии на нее факторов космического пространства (применение радиационно-стойкой элементной базы и материалов, установка пассивной защиты, рациональная компоновка и др.);

- теоретическое и экспериментальное изучение механизма воздействия различных факторов космического пространства и излучений разных видов на ЭРИ, полимерные материалы и покрытия;
- разработка схемотехнических и конструктивно-технологических решений узлов и приборов автоматизированных систем контроля технического состояния бортовой аппаратуры;
- определение способов сохранения герметичности КА при длительных САС (в случае герметичного исполнения аппарата в целом или отдельных его отсеков) и высокочувствительных методов ее контроля;
- исследование проблем размерной нестабильности деталей и сборочных единиц и ее влияния на надежность и точностные характеристики приборов в процессе их натурной эксплуатации;
- разработка и внедрение методики предполетной радиационной тренировки аппаратуры с целью повышения ее надежности в условиях воздействия факторов космического пространства.

Организационное направление работ связано с необходимостью поддержания достигнутого уровня надежности КА в современных условиях, совершенствования системы обеспечения надежности космической техники, порядка ее создания и поставок с учетом требований достижения длительного САС КА, внедрения сертификации космических аппаратов и их производства, широкого применения стратегических аппаратов и их производства, широкого применения стратегии эксплуатации КА в полете с учетом его технического состояния.

В информационном направлении предусматриваются создание банков данных, необходимых для решения задачи обеспечения длительного ресурса космических аппаратов (например о типовых отказах деградационного характера, конструктивно-технологических решениях, позволяющих добиться увеличения ресурса КА, его критичных элементах и пр.), а также обобщение и распространение опыта работ в этой области.

В экономическом направлении необходимо внедрение методов управления работами, обеспечивающих экономическую заинтересованность разработчиков и изготовителей космических аппаратов, а также организаций, эксплуатирующих космическую технику, в повышени ресурсных характеристик КА.

Нормативное направление связано с разработкой новых и совершенствованием действующих нормативно-технических и справочных документов по указанным выше направлениям работ.

С учетом особой важности и сложности задачи повышения ресурсных характеристик космической техники, а также необходимости координации проводимых в этом направлении работ, выработки обоснованной научно-технической политики в рассматриваемой области и рекомендаций о путях решения выявленных проблем осенью 1992г. в

- разработка КА в негерметичном исполнении с обеспечением требуемого теплового режима за счет контактного и радиационного теплообмена;

- увеличение объемов и ужесточение режимов испытаний КА для выявления скрытых дефектов глубинного характера.

Решению рассматриваемой задачи способствует использование прогрессивных технологий изготовления КА и типовых конструктивно-технологических решений, ориентированных на увеличение САС. К ним относятся:

- перспективные технологии изготовление точных заготовок, сверхпластичного деформирования и диффузионного сращивания материалов;

- специальные технологии лазерной бесконтактной дефектоскопии;

- автоматизация основных операций технологических процессов, применение автоматизированного технологического оборудования, гарантирующего требуемое качество производства и контроля монтажных работ;

- исключение сварных швов в наиболее напряженных местах конструкций;

0 новые способы сочленения конструктивных элементов, что обеспечивает получение соединений со свойствами, близкими к свойствам основного материала.

Научно-методическое направление касается решения проблем обеспечения длительного функционирования КА в космосе: исследования продолжительного воздействия на аппарат эксплуатационных факторов и вызванной этим деградации свойств его элементов и материалов оценки и подтверждения ресурса космических аппаратов, проведения их специальных испытаний, контроля и прогнозирования ресурса КА в период его орбитального полета.

Основными мероприятиями в данном направлении являются:

- исследования влияния реальных условий эксплуатации КА (температурных и электрических режимов, длительного воздействия ионизирующих излучений низкой интенсивности) и устойчивости его аппаратуры к сбоям, обусловленным процессами заряда диэлектрических структур;

- разработка методик расчета локальных уровней радиации с учетом реальной компоновки изделия и системы;

- разработка физико-математических моделей электризации КА для расчетов конкретных аппаратов, датчиковой аппаратуры для определения параметров их электризации, методов и аппаратуры для испытаний бортовой аппаратуры и КА в целом на электризационную стойкость в стендовых условиях;

- определение типа прогностических моделей, достаточно полно отражающих деградационные процессы в аппаратуре, приводящие к потере ее работоспособности;

составе научно-технического совета Российского космического агентства (РКА) был образован совет по проблемам увеличения сроков активного существования космических аппаратов, повышения ресурса работы их систем и агрегатов. Этот проблемный сове функционирует на базе ЦНИИ машиностроения.

Деятельность проблемного совета нацелена на анализ возможностей увеличения сроков активного существования перспективных и эксплуатируемых космических аппаратов, повышения ресурса работы их систем и агрегатов; определение путей решения выявленных проблем и реализаций обоснованной научно-технической политики в рассматриваемой области; формирование предложений в Федеральную космическую программу, касающихся увеличения САС КА; внедрение новейших достижений науки и техники при решении поставленных задач; выработку рекомендаций по координации работ в этом направлении.

за 5 лет с начала деятельности совета было проведено 18 его заседаний, на которых были рассмотрены наиболее актуальные в настоящее время вопросы по упомянутой тематике и выработаны практические рекомендации по их решению. Среди таких вопросов - проблемы и пути увеличения ресурса электрорадиоизделий для обеспечения сроков активного существования космических аппаратов до 10 лет и комплектования аппаратуры КА длительного функционирования высоконадежной элементной базой; пути повышения сроков службы материалов и покрытий для обеспечения САС КА 7-10 и более лет; направления совершенствования нормативного обеспечения процесса создания, производства и эксплуатации КА длительного функционирования; разработка программы обеспечения больших ресурсов бортовой аппаратуры (средств бортовой энергетики, двигателей малой тяги) и отдельных типов космических аппаратов (орбитальных пилотируемых станций, Ка дистанционного зондирования Земли) и др..

Есть основания полагать, что целенаправленные работы по отмеченным выше основным направлениям, координируемые проблемным советом, будут способствовать решению важнейших задач достижения мирового уровня ресурсных характеристик и реализации Федеральной космической программы.

Н.Анфимов

Основные направления развития системы дистанционного космического образования (ДКО) в России

В.П. Сенкевич, В.П. Богомолов, Э.М. Янулевич,
К.А. Победоносцев, Манфред Ф.

141070, г. Королёв, Московская область, ул. Пионерская, дом 4

Историческая роль России в становлении и развитии теоретической и прикладной космонавтики признана во всём мире. Запуск первого искусственного спутника, первый полёт человека в космос, эксплуатация уникальных автоматических космических комплексов, создание и длительная эксплуатация орбитальных станций, а также успешная реализация многих других ракетных и космических программ открывают широкие перспективы перед человечеством не только в плане освоения космического пространства и использования космической деятельности в интересах человечества, но и в плане овладения человеком космическим мировоззрением, пониманием ответственности человека перед обществом, перед окружающей средой, перед будущими поколениями.

Космонавтика инициирует широкий спектр фундаментальных и прикладных исследований, а также исследования глобальных направлений эволюции цивилизации, построения моделей развития будущего человечества и окружающей среды, наследования путей развития энергетических и информационных систем. Этим она обеспечивает прогрессивное развитие научно-технического потенциала общества.

Настоящий этап развития ракетно-космической техники характеризуется требованиями резкого повышения научно-технического уровня и конкурентоспособности разработок, совершенствования организации и управления новыми разработками, внедрения методов, обеспечивающих значительное повышение целевой и экономической эффективности. Расширяющееся международное сотрудничество и контракты с зарубежными странами, требующие специфичной подготовки и переподготовки кадров.

С другой стороны, недостаточные компетентность населения страны в вопросах, связанных с теоретическими основами и практическими приложениями космонавтики, а также информированность населения страны о достижениях и планах организаций ракетно-космической отрасли не только не способствуют притоку молодёжи на предприятия, но и вызывают у некоторых сомнение в целесообразности космической деятельности в России.

Космическое образование (КО) — это широкий спектр воспитательно-образовательной деятельности, обеспечивающей получение знаний, необходимых для осознания роли и места человека в освоении космоса, взаимосвязи между земными и космическими явлениями, понимания значения и роли космических исследований и практической космонавтики в жизни человечества, практического использования достижений космонавтики в различных областях науки и экономики, овладения профессиями космического профиля, выработки разумной политики в области космической деятельности.

В последние годы в мировом сообществе все большее признание получает дистанционное космическое образование (ДКО), основанное на распространении новейших знаний с использованием связных спутников и наземных компьютерных систем. В соответствии с документами ООН большое значение уделяется, в

частности, образованию по вопросам космоса, космических, атомных, компьютерных и других современных технологий. В научных центрах, университетах, школах стран Америки, Европы, Азии, Африки насчитывается свыше 400 организаций, реализующих ДКО и телеконференции в интересах профориентации молодежи, студентов и специалистов, переподготовки кадров в области космонавтики.

Дальнейшее успешное развитие отечественной космонавтики зависит не только от вопросов финансирования, но и во многом определяется своевременностью подготовки кадров, организацией ранней профориентации молодежи и выполнением квалифицированной переподготовки специалистов для предприятий РКА.

Таким образом, космическое образование является необратимым процессом развития национальной и мировой системы образования, для отрасли особо актуальной является сегодня разработка Концепции, а затем и национальной программы космического образования. При этом космическое образование в РФ уже сегодня должно стать важнейшим компонентом Федеральной программы образования и Федеральной космической программы.

Исходя из рекомендаций ООН, дистанционным космическим образованием необходимо охватывать дошкольное и школьное обучение, высшее и среднее техническое образование, послевузовское образование, включая переподготовку кадров и подготовку кадров высшей квалификации. В России в самый кратчайший срок должны быть сформированы образовательные программы по космонавтике, причем как для отрасли, так и для широких слоев населения страны. Эти программы уже носят не отраслевой, а общегосударственный национальный характер.

Актуальными для космического образования являются вопросы правового и материального обеспечения национальной программы космического образования.

По поручению РКА совместно с Минобразования и Миннауки в стране проводятся работы по организации дистанционного космического образования для всех возрастных групп населения.

В РКА с 1996 года развернута комплексная НИР "ЭВРИКА" "Исследование путей создания в Российской Федерации системы дистанционного космического образования в интересах РКА и других отраслей народного хозяйства с использованием систем дистанционного доступа к знаниям и информационных компьютерных систем". В ходе реализации этой НИР проведен анализ состояния и определение основных направлений реализации ДКО в РФ, разработаны предложения по структуре общей организационно-управленческой системы ДКО России и стран СНГ, осуществлены исследования по выбору облика технических средств ДКО.

В процессе проведения конкретных работ в области ДКО на базе ЦУП осуществлены переговоры с представителями руководства американского учебного Центра Доулинг Колледж (президент Виктор Мескилл), на которых обсуждалась программа обучения американских учащихся и преподавателей в ЦНИИМАШ и в Центре спутниковой связи ОКБ МЭИ "Медвежьи Озера". Осенью 1995 года был организован Телемост между ЦУП–РКА и выставочным комплексом "ТЕЛЕКОМ-95" в г. Женева, во время которого в страны Европы транслировалась информация об отечественной космонавтике и в рамках конверсионных разрабо-

ток – о приоритетных достижениях российской медицины. Участниками телемоста являлись академик Ю.В. ГУЛЯЕВ, ведущие специалисты ЦНИИМАШ и РКА, видные медицинские специалисты, заместители директоров Онкологического центра РАМН, ЦИТО МЗ РФ, института хирургии им. А.В. Вишневского, ИМБП, а со стороны Женевы – 22 представителя зарубежных центров и фирм. В течение 1996÷1998 г.г. сотрудники ЦНИИМАШ приняли активное участие в организации и разработке учебно-методических материалов для реализации космической олимпиады школьников России (руководитель олимпиады – А.А. СЕРЕБРОВ).

Представители ЦНИИМАШ–РКА в течение 1996–1997 г.г. приняли участие в разработке Концепции формирования информационного пространства СНГ, утвержденной главами Правительств стран СНГ. В настоящее время в процессе подготовки к утверждению находятся предложения РКА о создании в России Регионального центра дистанционного космического образования стран СНГ под эгидой ООН и о межгосударственной распределенной телекоммуникационной системе дистанционного медицинского обеспечения населения стран СНГ, которые включены в План реализации этой Концепции, подготовленный Исполнительным Секретариатом СНГ. Эти документы, разработанные ЦНИИМАШ, были обсуждены и получили одобрение на рабочей встрече в ЦУП представителей РКА, ЦНИИМАШ и ОКБ МЭИ с полномочными представителями ЮНЕСКО (декабрь 1996 г.).

В настоящее время в рамках программы ДКО РКА специалистами РКА реализована первая очередь локальной вычислительной сети, которая подключена к распределенной телекоммуникационной сети РКА на базе волоконно-оптических линий связи (ВОЛС) Московского региона.

В рамках НИР "ЭВРИКА" с 1997 года начата разработка учебно-методических материалов для учащихся общеобразовательных школ (ведущая организация – ИНИНФО, осуществляющая сейчас дистанционное обучение по каналам Телевидения), а также, подготовку учебных программ по перспективным направлениям развития космонавтики.

В частности, подготовлены учебные программы по основам пилотируемых космических полётов, по дистанционному зондированию Земли, космическим системам связи и навигации, робототехническим системам в космосе, по вопросам истории отечественной космонавтики, а также в части совершенствования знаний по экономическим основам организации производства в системе РКА.

Проведенные исследования в рамках НИР "ЭВРИКА" по анализу различных технических средств ДКО позволили определить облик наиболее рациональных систем обеспечения ДКО. Телекоммуникационная информационная система на основе спутниковой связи является эффективным средством предоставления пользователям услуг современного уровня.

Оценка реальных возможностей выхода информационных сетей РКА на центры спутниковой связи показала, что наиболее оптимальным является выход через ЦУП ЦНИИМАШ на Центр Спутниковой Связи "Медвежьи Озера". Для Москвы и Московской области может быть использована система технических средств ДКО на базе компьютерной техники ЦУПа ЦНИИМАШ и НТЦ СП и действующих телефонных линий с различными учебными заведениями.

Практический опыт, полученный при выполнении задач начального этапа работ по ДКО в части обоснования перспектив развития системы ДКО в интересах РКА, позволил приступить к конкретным мероприятиям по подготовке реали-

зации этой системы на территории РФ и стран СНГ.

В течение 1996÷1998 г.г. начата экспериментальная отработка технических средств ДКО на основе информационных сетей ЦУП ЦНИИМАШ для проведения первых уроков ДКО для учебных заведений г. Москвы и отработки информационных каналов связи с ведущими ВУЗами России. Полученные результаты являются практической основой для начала реализации постоянно действующей системы дистанционного космического образования для населения различных возрастных групп Российской Федерации и стран-участниц СНГ.

К настоящему времени ЦНИИМАШ выполнил следующие работы по реализации программ ДКО в интересах РКА:

Представителями РКА и ЦНИИМАШ разработаны предложения по реализации Концепции формирования информационного пространства СНГ, включающие создание в г. Москве Регионального Центра ДКО государств-участников СНГ под эгидой ООН. Эти мероприятия обсуждены и одобрены представителями ряда зарубежных организаций, включая ЮНЕСКО, и вошли в План реализации Концепции.

- В ЦНИИМАШ и других организациях началось формирование фонда учебно-методических материалов и программ по вопросам космонавтики. В частности, подготовлены первые учебные программы по дистанционному зондированию Земли, космическим системам связи и навигации, робототехническим системам в космосе, по вопросам истории отечественной космонавтики, а также в части совершенствования знаний по основам организации производства в системе РКА.
- В 1997 г. начата экспериментальная отработка технических средств ДКО на основе информационных сетей ЦУП ЦНИИМАШ для проведения первых уроков ДКО для учебных заведений г. Москвы и области.
- Проведена телеконференция из ЦУП ЦНИИМАШ с г. Женева, во время которой в двустороннем режиме транслировалась информация по вопросам космонавтики и передовые космические, медицинские и другие технологии.
- Завершается организационное формирование учебной программы "Уроки из космоса" (реализовано 5 уроков, ВАКО "Союз") и Программы "Земля–Космос–Земля" (проведено 3 сеанса ДКО по информационным линиям ЦУП–ЦНИИМАШ–2 учебных заведения г. Москвы и в РКА).

В настоящее время полномасштабная реализация программы ДКО сдерживается недостаточным финансированием этих работ и, в частности, отсутствием средств для закупки современной компьютерной техники и совершенствования коммуникационных линий.

Проблемы обеспечения сроков активного существования малых спутников с использованием современной элементной базы

Н.А.Анфимов, Г.Н.Кравченко, В.И.Манойло, Ю.А.Соколов
ЦНИИМАШ
141070, г Королев Московская область
ул. Пионерская, 4
Факс: (095) 187 15 11

Материалы (результаты), приводимые в докладе, являются обобщением проблем, обсуждавшихся на Проблемном совете №3 Научно-технического совета РКА (председатель - академик РАН Н.А.Анфимов), и выработанных советом рекомендаций о наиболее рациональных путях обеспечения длительных сроков активного существования (САС) космических аппаратов.

Опыт обеспечения длительных САС, накопленный за последние десятилетия, позволяет использовать в малых спутниках наиболее надежные приборы и агрегаты без многократного резервирования. Значительный эффект обеспечивают отказ от герметичого исполнения космического аппарата и использование пассивной системы терморегулирования на тепловых трубах.

Однако такие решения предъявляют повышенные требования по ресурсу и безотказности, по стойкости к длительному воздействию факторов космического пространства, в том числе к воздействию тяжелых заряженных частиц и длительному облучению ионизирующими излучениями низкой интенсивности, к воздействию микрометеоритов и космического мусора, по обеспечению работоспособности в вакууме, по обеспечению комплектующими элементами с проведением отбраковочных испытаний и диагностического неразрушающего контроля. В ряде случаев это приводит к необходимости использования элементной базы и приборов зарубежного производства, что, в свою очередь, требует идентификации их сертификатов, гармонизации требований отечественных и зарубежных стандартов.

Problems of Ensuring Long Operational Life for Small Satellites Using Modern Elements

N.A. Anfimov, G.N. Kravchenko, V.I. Manoilo, Y.A. Sokolov
TsNIIMASH
141070, 4, Pionerskaya st., Korolev, Moscow Region
Fax

In this report some problems are summarised and considered that are devoted to the most rational ways of satellites long operational life assurance. Experience gained in last decades enables using the most reliable equipment in small satellites without any redundancy. However that requires to use imported elements, identify foreign certificates, and harmonize their and Russian standards.

N.Anfimov

Перспективы развития малой космической техники в России при использовании новых технологий

Бодин Б.В., Левицкий Ю.В. (РКА), Лукьященко В.И., Сенкевич В.П., Райкунов Г.Г.,Рембеза А.И. (ЦНИИМаш)
Морозенко А.Ф.

Проблема создания и использования малой космической техники за последние годы перестала быть новой.

Малая космическая техника быстро развивается за рубежом, на практике доказывая эффективность и целесообразность решения многих задач наблюдения Земли и планет, создания региональных, глобальных космических систем связи, решения многих научных задач и выполнения прикладных экспериментов.

Для России эти задачи столь же актуальны, как и для других стран мирового сообщества.

Многочисленные проектные проработки (см.рис.1,2,3,4), выполненные ведущими проектно-конструкторскими организациями России, подтверждают принципиальную возможность создания малых космических аппаратов и спутниковых систем для выполнения указанных выше задач даже на существующей и немного дорабатываемой элементной базе.

Проектно-конструкторские разработки некоторых КА находятся на стадиях наземных автономных и комплексных испытаний и даже летных испытаний, по другим КА имеются макеты.

Вместе с тем вызывает тревогу и озабоченность тот факт, что прорабатываемые КА существенно уступают по своим техническим характеристикам, массе, энергопотреблению, срокам активного су-

Рис.1. Возможные задачи для российских МКА

Наблюдение

1.Дистанционное зондирование Земли

- геодезия
- картография
- исследование

2. Мониторинг окружающей среды

- экологический контроль
- контроль ЧС, лесных пожаров и т.п.
- контроль климато- и погодообразующих факторов
- контроль землепользования

Связь

1. Низкоорбитальная космическая связь со стационарными и подвижными объектами
   - пакетная
   - телефонная
   - контроль местоположения подвижных объектов
2. Обеспечение информацией органов управления для долгосрочного и текущего планирования и принятия решений

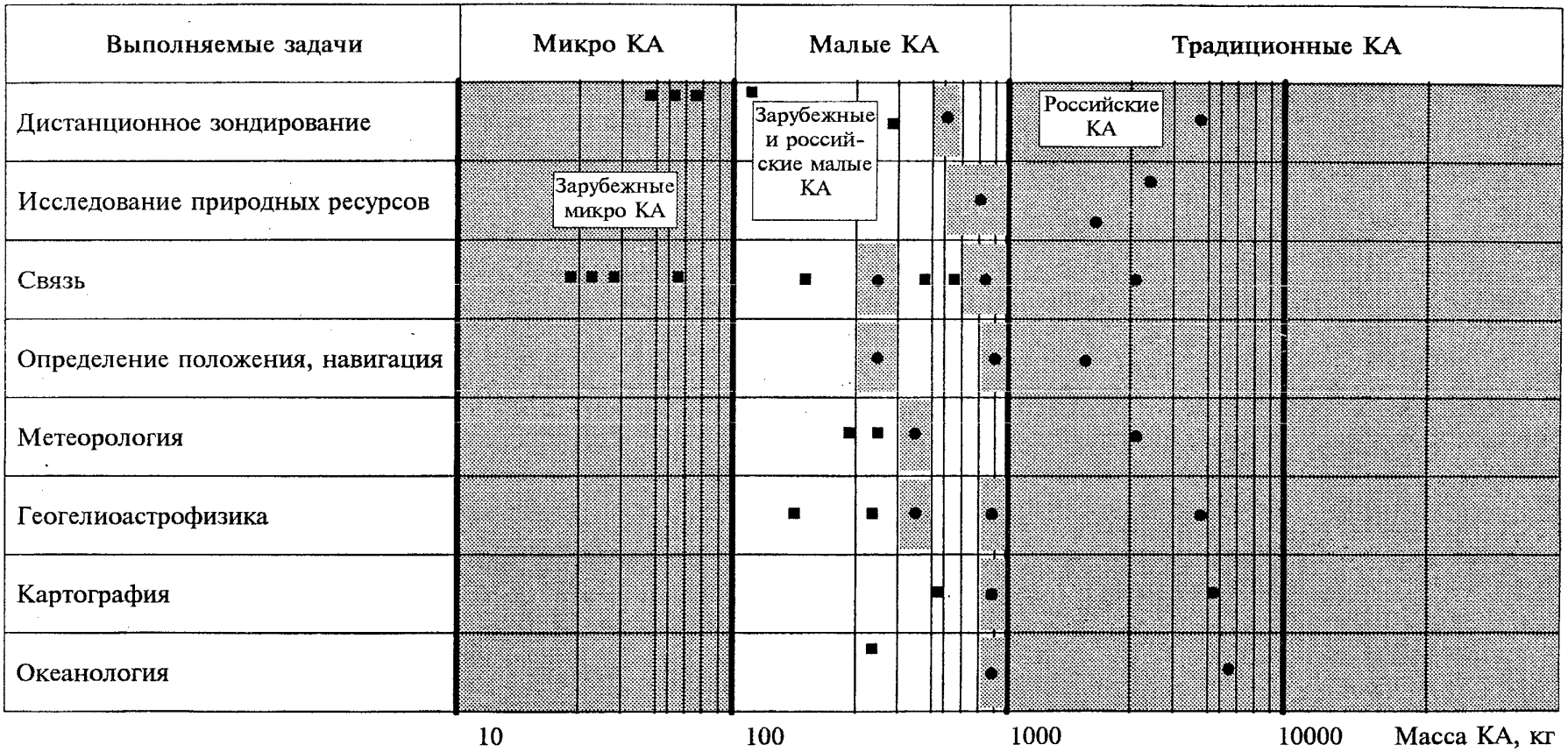


Рис.2 Градация КА по массе

Рис.3. Российские проекты МКА наблюдения

Наблюдение			
Название, разработчик	Назначение	Масса КА, (кг)	Число КА в системе
Унифицированный МКА ЦНИИМАШ	Многоцелевой МКА ДЗЗ, связи и др	от 330 до 550	-
МКА -О, МКА-Р НПО им. С.А.Лавочкина	ДЗЗ, глобальное и региональное наблюдение	от 480 до 610	3 КА-О 3 КА-Р
МКА-В, -Р, РТР ЦСКБ	Обзорное и детальное наблюдение	до 650	от 3 до 5 каждого типа
"Монитор" КБ "Салют" ГКПНЦ им. Хруничева	Универсальный РКК с несколькими типами МКА для ДЗЗ, связи и др.	от 250 до 1100	-
"Оператор"-О, -Р РКК "Энергия"	Оперативное наблюдение, ДЗЗ	до 1000	от 3 до 9 каждого типа
МКА КБ ГРЦ им.Макеева	ДЗЗ и мониторинг отдельных регионов России	до 350	от 1 до 3
МКА с ОЭА, Р, РТР, РСА НПО МАШ	ДЗЗ в оптическом и радиодиапазонах	от 400 до 800	-
Унифицированная платформа ВНИИЭМ	Многоцелевые унифицированные платформы для ДЗЗ, мониторинга, связи	0т 60 до 390	-
МКА-ГЕО КБ "Арсенал " им.Фрунзе	Мониторинг предвестников землетрясений	от 330 до 550	12

ществования и, в конечном счете, по стоимости лучшим зарубежным аналогичным образцам.

Следовательно, они не могут быть конкурентоспособны на мировом рынке продаж космической техники и услуг, не смогут быстро окупить затраты на их создание и эксплуатацию.

Такое положение в российской малой космической технике (МКТ) складывается в условиях бурного развития МКТ за рубежом.

Рассмотрим некоторые технические и программные аспекты развития космической техники за рубежом и в России на основе анализа открытых публикаций за последние три года.

1. Научные спутники.

- В США разрабатывается и (или) уже запущено более 20 типов спутников, имеющих сухую массу от 200 до 800 кг, для исследования околоземного пространства, Солнца, Луны, планет и малых небесных тел (астероидов, комет).
- Реализуется ряд программ. Это -New Millennium-Discavery (Med-Lite), Small Explorer и др.
- Имеются даже микроспутники массой ~6-15 кг. Малые научные спутники создаются и используются в Японии (2 типа КА), Италии (4 типа КА), Германии (4 типа КА), Швеции (2 типа КА), Испании (2 типа КА), Дании (1 тип КА), Аргентине (1 тип КА). Организация CNES предлагает европейским фирмам разработать серию малых научных спутников массой до 500 кг.

Рис.4. Российские проекты МКА связи

Связь			
Название, разработчик	Назначение	Масса КА (кг)	Число КА в системе
"Гонец" НПО ПМ	Электронная почта. Глобальная связь	230	36
"Гонец-Р" НПО ПМ	Электронная почта, телефон. Глобальная связь	950	45
"Глобсат" КБ "Салют" ГКНПЦ им. Хруничева	Электронная почта. Региональная связь	150	3-6
"Коскон" КБ ПО "Полет"	Электронная почта, телефон. Глобальная связь	860	45
"Курьер-1" НПО "Элас"	Электронная почта, телефон. Глобальная связь	500	8-12
"Сигнал" РКК "Энергия"	Электронная почта, телефон. Региональная связь	350	48
СПС-спутник КБГРЦ им.Макеева	Электронная почта. Региональная связь.	250	от 12 до 18
МКА О-Т связи ЦНИИМаш	Электронная почта, телефон, глобальная связь	от 350 до 670	до 45
"Ростелесат" "КАМПОМАШ"	Глобальная связь	до 1000	до 70

- Дания, Швеция, Испания в основном используют микроспутники массой до 50 кг.
- Всего имеется 48 типов зарубежных научных МКА (проекты и созданные КА).

В России ИКИ РАН, ИЗМИРАН, НПО им.Лавочкина предлагают проекты межпланетных МКА массой 120-150 кг.

2. Спутники наблюдения Земли из космоса.

- В США имеются программы MPE и EOS (исследование глобального изменения климата и экологии Земли), а также программа SSTI (технологическая инициатива в области малых спутников) и ряд проектов КА Д33, в соответствии с которыми разрабатывается и (или) используется 18 типов малых КА.
- Малые КА создаются также в Израиле (2 типа КА), Китае (10 проектов КА), Индии (4 типа КА), Испании (1 тип КА), Бразилии (1 тип КА). Чили и Саудовская Аравия покупают микро- и малые КА в Англии и США.

Всего имеется 36 типов МКА и микро КА.

Масса этих КА - от 50 кг до 500 кг.

В России имеется ~10 проектов МКА наблюдения Земли из космоса, однако решение об их разработке не принимается.

Масса КА - от 350 кг до 1 тонны.

3. Низкоорбитальные спутники связи

- В США разрабатываются и частично используются 4 типа низкоорбитальных космических систем связи (НОКС). Это системы Globalstar, Iridi, Teledesic (LEO-SAT-I), Orbcom с кос-

мическими аппаратами массой от 39 кг (Orbcom) до 850 кг (Teledesic).

- В Германии разрабатывается проект НОКС Safir и КА Tubesat-B для отработки аппаратуры ДЗЗ и связи.
- Разрабатывается европейская система связи Starsys. Во Франции разрабатывается проект НОКС Sativod-конкурент НОКС Teledesic.
- В Бразилии прорабатывается проект глобальной космической связи.
- Мексика и Китай имеют по одному типу малых спутников связи.

Итого за рубежом создаются и используются 11 типов малых и микро-КА связи.

В России развертывается НОКС Гонец (масса КА 230 кг) и имеется ряд проектов низко- и среднеорбитальных КС связи,

Российские КА связи значительно уступают по производительности зарубежным.

4. Малые спутники военного и двойного назначения.

- В США реализуются 4 программы создания малых спутников: программы STEP и STP для проведения прикладных экспериментов, программы MSTI и SMTS для целей ПРН, ПРО, ПКО.

Национальное разведуправление МО США приняло решение о переходе на малые разведывательные спутники всех классов с массой в 4-5 раз меньше существующих традиционных.

Всего по военным программам в США разрабатывается и используется более 25 типов микро- и малых КА.

- Несколько типов малых КА военного и двойного назначения разрабатываются и используются в Израиле, Франции, Германии, Китае, Японии.

В России имеется несколько проектов МКА военного и двойного назначения, однако решения по их дальнейшей разработке не приняты.

5. С целью сокращения затрат времени и средств на создание новых КА за рубежом широко используются малые спутниковые платформы.

- В США широкое распространение получили спутниковые платформы фирм CTA , Spectrum Astro, TRW и др. В Англии и Германии созданы микроспутниковые платформы для КА массой 50...80 кг. Кроме того, в Англии создана платформа для КА массой до 250...450 кг.
- В Италии и Франции организованы поточные линии для малых спутников связи на базе унифицированных платформ. Аналогичные работы производятся в Китае, в организации CNES, на Украине.

В России имеется несколько проектов МКА ДЗЗ и связи на базе унифицированных платформ, однако практическую реализацию мы имеем по ряду платформ для традиционных тяжелых спутников, разработанных в ЦСКБ, НПО ПМ и др.

Все головные разработчики КА рассматривают возможности использования унифицированных платформ, но только для своих КА.

В Европе работы по малым спутникам ведутся в рамках программы ASTP (Advanced Systems and Technology Program).

В качестве основных направлений развития МКТ в Европе приняты:

глобальная связь,

навигация,

дистанционное зондирование Земли и космоса,

метеорология,

микрогравитация,

исследовательские научные программы.

Таким образом, за рубежом реализуются тщательно проработанные целевые программы создания МКТ, а у нас эта работа ведется разобщенно, нескоординированно и поэтому недостаточно эффективно.

Экспертиза проектов малых космических аппаратов показывает, что без использования новейшей элементной базы невозможно создать конкурентоспособную малую космическую технику. По элементной базе нужно выходить на мировой уровень. (см. рис. 5).

Рис.5. Возможности уменьшения сухой массы и энергопотребления МКА по сравнению с традиционными КА

Общее уменьшение сухой массы МКА в 4-5 раз Общее уменьшение энергопотребления в 3-5 раз			
Конструкция КА	**Двигательная установка**	**Система энергопитания**	**Новые технологии (методы)**
• композиционные материалы • легкие сплавы • негерметичная компоновка	• легкие сплавы и композиты для баков и камер сгорания • легкая автоматика ДУ • новые топлива с повышенной удельной тягой	• фотоэлементы с максимальной удельной мощностью • новые аккумуляторные батареи • легкие преобразователи энергии и переключатели	• ориентации, стабилизации, управления движением • поддержания орбитальной структуры • навигации • первичной обработки видео информации • вторичной обработки и сжатия информации • приема-передачи информации • интеллектуализации операций • интеграции структуры, функций и аппаратуры
Снижение массы в 1.3-1.5 раза	Снижение массы в 5-10 раз	Снижение массы в 3-5 раз	Снижение массы, энергетики в 1.2-1.5 раза
Система ориентации и управления движением	**Система терморегулирования**	**Система телеметрии, связи**	
• угломерные датчики • магнитометры • БЦВМ • бесплатформенная инерциальная система • малогабаритная маховичная система стабилизации • легкие силовые гироскопы	• малогабаритные датчики температуры • термостабильные композиты • новые нагреватели и охладители • новые терморегулирующие покрытия	• малогабаритные датчики • интегрированная система обработки и передач ТЛМ-информации и связи	
Снижение массы в 1.3-1.5 раза	Снижение массы в 2-3 раз	Снижение массы в 3-5 раз	

На наш взгляд выход из создавшегося положения есть. Он заключается в завершении разработок ключевых элементов и технологий, выполняемых по заказам Минобороны. Сейчас, в связи с весьма малым и задерживаемым финансированием, сроки завершения разработки новейших элементов и устройств переносятся и необходимо изыскивать возможности все-таки завершить эту работу.

Однако, уже имеющиеся результаты подтверждают возможность уменьшения сухой массы и энергопотребления КА по сравнению с традиционными КА в 3-5 раз. (см.рис.5) и на 20-30% по сравнению с заявленными в последнее время в проектах малых космических аппаратов.

В отрасли в рамках Федеральной космической программы и других программ выполняется "Межведомственная целевая комплексная программа создания базовых технологий двойного применения". В качестве раздела этой программы в 1996 году разработана "Целевая программа создания и использования элементной базы в интересах перспективной малой космической техники". В нее включен лишь необходимый минимум дополнительных работ, позволяющих выйти на мировой уровень малой космической техники и обеспечить ее конкурентоспособность.

Необходимо работам этого раздела программы придать приоритет и обеспечить финансирование, может быть временно, за счет отказа от других менее актуальных работ.

Серьезным источником экономии общих затрат на создание малой космической техники могло бы быть решение о создании об-

щими усилиями предприятий-разработчиков унифицированной космической платформы модульного типа, пригодной для выведения легкими ракетами-носителями, которые разрабатываются в России, а также, при необходимости, РН среднего и тяжелого класса, методом группового введения.

В конечном счете необходимо иметь легко сопрягаемые между собой в различной комбинации 4 модуля: служебный, энергетический, двигательный модули и модуль полезной нагрузки.

В России и на Украине разрабатывается семейство легких ракетносителей на базе баллистических ракет, снимаемых с вооружения. Много проектов легких РН разрабатывается и за рубежом. Нам нельзя отстать и упустить этот емкий рынок космических услуг. Он может дать существенный экономический эффект.

По нашему мнению, более экономически выгодно предлагать на мировом космическом рынке ракету-носитель вместе с космической платформой.

Это значительно расширит круг покупателей за счет стран, которые только начинают космическую деятельность.

В заключение необходимо сказать, что во избежание дублирования и многочисленных дополнительных затрат в условиях очень напряженного государственного финансирования, работы в области малой космической техники необходимо вести скоординированно в рамках комплексной научно-исследовательской и экспериментальной программы, которая аккумулировала бы в себе самые

лучшие разработки ключевых элементов и технологий и делала их достоянием всех разработчиков космической техники. Эту работу необходимо организовать в рамках Федеральной космической программы.

Перспективы развития малых спутников в России[1]

М.Ю.Овчинников

Институт прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН,
Россия, 125047, Москва, Миусская пл., 4,
тел.: (095)-250-7813, факс: (095)-972-0737,
электронная почта: ovchinni@spp.keldysh.ru

Реферат

Крайне скудное финансирование космических отраслей науки и промышленности в России приводит к утере страной положения ведущей космической державы. Рассчитывать на дорогостоящие государственные заказы, которые позволили бы поддержать "на плаву" крупные предприятия космической индустрии, вряд ли может здравомыслящий руководитель. Участие в крупных международных проектах - удел отдельных предприятий. Да и чтобы добиться права участвовать в таких проектах, необходимо постоянное продвижение вперед в научном и технологическом развитии. Получается замкнутый круг - совершенствование технологической базы требует капиталовложений, а заработать деньги можно лишь используя конкурентно способные технологии. Один из частных путей преодоления этих трудностей заключается в создания небольших космических аппаратов на основе использования современных технологий. Их преимущества перед большими аппаратами налицо - сокращаются финансовые и временные затраты на разработку, создание и запуск, расширяется круг потенциальных создателей и пользователей таких аппаратов. Но сокращение затрат на разработку и создание не достигается только уменьшением размеров и снижением веса. Даже наоборот - миниатюризация при традиционных организационных и технологических подходах может обернуться увеличением их "удельной" стоимости. Следует подчеркнуть, что описанная проблема касается не только России, но и других стран космического сообщества. В докладе анализируется как, используя малые аппараты, решается проблема снижения стоимости за рубежом и рассматриваются возможные с точки зрения автора пути ее решения в России.

Введение

Изменения, происходящие в экономической и политической жизни России, являются реальной основой для интеграции российской космической науки и промышленности в международный рынок космических услуг. Самоизоляция России смерти подобно. Россия должна работать на международном рынке. Именно высокие технологии, накопленные за долгие годы противостояния в "холодной войне", плюс новые экономические условия, хотя весьма "жесткие" и порой недружелюбные по отношению к производителю, способны дать толчок для эффективной интеграции в мировой рынок на основе инициативы и конкуренции. Рассмотрим это на примере интенсивно развивающего во всем мире направления в космической технике - малых спутников.

Что такое малые спутники?

---

[1] © 1998. Все права сохраняются. Представленный материал частично докладывался на Коллоквиуме КОСПАР по малым спутникам, проходившем в декабре 1997 года в Тайнане (Тайвань)

Малые спутники, малоразмерные спутники, миниспутники, микроспутники, наноспутники, пикоспутники ... . Что скрывается за этими названиями? Принципиально новый класс космических аппаратов? И да, и нет! Уточним - что же имеется в виду под термином "малый спутник". Лет десять - пятнадцать назад определение этого термина было бы крайне необходимо, ибо *это* было что-то экзотическое или, по крайней мере, мало кто интересовался малыми спутниками и рассматривал их всерьез. Но время меняется, меняются технологии, меняются потребности и меняются люди, формирующие потребности и использующие технологии. В настоящее время малые спутники рассматриваются как полноправные партнеры при проведении многих экспериментов в космосе, наблюдении Земли, мониторинга окружающей среды, обеспечения связи, исследовании дальнего космоса. Поэтому скорее нужно не определение термина "малый спутник", а выделение признаков, которые легли в основу классификации таких космических аппаратов.

Признаки, определяющие класс малых спутников

Считается, что признак, на базе которого и зародилось понятие малого спутника, - это его стоимость. И не просто стоимость, а именно *низкая стоимость*. Пожалуй, в этом заключается новизна класса малых спутников. Эти спутники являются продуктом рыночных в космической индустрии отношений. Из низкой стоимости вытекает их доступность широкому кругу пользователей и разработчиков, означающая необходимость использования простых технологий, относительно короткое время разработки, но в конечном итоге - это опять же стоимость проекта, включающая стоимость разработки, изготовления и запуска спутника. Почему же именно малый спутник удовлетворяет этому критерию? Несколько факторов способствуют этому. Снижение массы спутника однозначно влечет уменьшение стоимости запуска как напрямую из расчета цены вывода килограмма веса на орбиту, так и из-за возможности использования попутного запуска, а также легких, в частности, конверсионных носителей. Кстати, европейская шкала малых спутников соотносится именно с возможностями запуска (таблица 1).

Таблица 1. Классификация малых спутников

1000 - 500 кг	500 - 100 кг	100 - 10 кг	10 - 1 кг	1 - 0 кг
мидиспутники	Миниспутники	Микроспутники	Наноспутники	Пикоспутники

В частности, микроспутники были ориентированы на запуск попутно ракетой Ариана-4 на переходной платформе ASAP. Вообще, принято считать, что малый спутник - это аппарат массой не более нескольких сотен килограмм, размерами - до метра, энергетикой - не более сотен ватт, стоимостью - до несколько десятков миллионов долларов США. Типичным микроспутником является спутник Uosat, изготавливаемый английской фирмой SSTL. Его масса около 60 кг, размеры 45x45x60 см, стоимость "всего" несколько миллионов долларов. К типичным наноспутникам можно отнести спутник Munin, разрабатываемый шведским Институтом космической физики. Его масса около 5 кг, корпус имеет форму куба с ребром 20 см.

Использование стандартных элементов при разработке и изготовлении малого спутника, быть может даже предназначенных для использования в некосмических отраслях, снижает его стоимость. Это относится к электронике, оптике, элементам радиоаппаратуры. Имеющее место возможное снижение надежности спутника при этом компенсируется резким удешевлением спутника и возможностью резервирования не отдельных систем, а спутника целиком. При низкой стоимости изготовления и запуска отдельного спутника становится целе-

сообразным поддержание надежности космической системы именно таким путем. Тем самым, интенсивное развитие электронных технологий, используемых при создании компонент служебных систем и элементов полезной нагрузки, приводит к тому, что становится целесообразным идти по пути упрощения систем спутника и, как это ни парадоксально звучит - снижению их надежности. В самом деле, зачем гарантировать работоспособность спутника в течение, например, десяти лет, если через пару лет электронные компоненты могут быть заменены компонентами следующего поколения. Примером может служить ситуация на рынке микропроцессоров. И в этом случае, по-видимому, экономически целесообразно создавать дешевые простые спутники с относительно коротким сроком существования и периодической заменой их на орбите. Конечно, этот тезис не может быть распространен на все малые аппараты. Например, спутники, предназначенные для исследования дальнего космоса, вряд ли можно заменить через пару лет где-нибудь в районе орбиты Юпитера. Могут существовать и другие ограничения на возможность замены спутника, например, уникальное научное оборудование на борту спутника или необходимость выполнения длительных экспериментов и т.п.

Снижение стоимости разработки и изготовления до нескольких миллионов долларов и запуска, скажем в качестве попутного груза, - до нескольких сотен тысяч долларов делает их доступными для университетов и небольших фирм без финансирования со стороны национальных космических агентств. В такой ситуации спутник может быть использован не только для выполнения персональной задачи, на и сам спутник может быть персональным и даже частным. В современной экономической ситуации, когда идет повсеместное сокращение расходов на космические исследования, рассчитывать на долговременные финансовые вложения вряд ли рискнет здравомыслящий разработчик и создатель космических аппаратов. Поэтому либо - бедное бюджетное финансирование, либо - частные инвестиции при условии быстрой реализации, будь то коммерческий или научный проект. Следует особо подчеркнуть значимость сокращения сроков разработки. Их сокращение делает спутник привлекательным также и с точки зрения использования современных технологий, когда только что появившиеся на рынке научные и технологические идеи могут быть тотчас апробированы в условиях космоса.

Итак, основным первичным признаком малых спутников является их стоимостью Малые размеры и вес можно отнести ко вторичным признакам. По наличию вторичных признаков к малым спутника можно отнести аппараты, которые возникли в связи с развитием и внедрением в практику современных технологий. Это естественным образом приводит к созданию на их базе приборов и оборудования, характеризующихся малыми размерами, массой и энергопотреблением. Тем самым, спутники, создаваемые на базе таких технологий, являются малыми по размерам и массе. Что касается стоимости и времени разработки, то создателей таких малых аппаратов стоимость работы является важным, но не определяющим критерием. "Малость" аппарата является лишь его естественным внешним признаком. С этой точки зрения спутники с указанными признаками можно отнести к малым с известной долей скептицизма. Менталитет организации, разрабатывающий такой "малый" спутник, гораздо ближе к менталитету организации, занятой разработкой традиционных космических аппаратов.

О способах снижения стоимости проекта малого спутника

Существует несколько способов снижения стоимости малого спутника. Некоторые способы были упомянуты выше. Отметим еще несколько способов.

- Создание унифицированной платформы, что позволяет распределить стоимость разработки и испытаний спутника на ряд однотипных объектов.
- Использование унифицированных деталей, нередко применяемых не в космической промышленности, что позволяет снизить стоимость за счет сокращения затрат на их разработку и испытания.
- Использование элементов из космической индустрии, уже прошедших испытания и отработку на других спутниках.
- При проведении испытаний каких-либо приборов использование в качестве несущей конструкции сам прибор, а его элементы - по возможности в качестве элементов спутника. В этом случае фактически спутник не разрабатывается, а прибор лишь дополняется минимальным количеством функциональных элементов, чтобы стать "спутником".
- Использование для вывода попутный запуск или конверсионную ракету в качестве носителя. Однако перспективность этого пути сейчас ставится под сомнение, так как с развитием рынка потенциальных пользователей попутного запуска владельцы средств вывода рассматривают малые спутники как равноправную с основным спутником полезную нагрузку. Они распределяют стоимость запуска на основную и попутную загрузку пропорционально весу. Хотя в этом случае существует прямая заинтересованность изготовителей спутника снижать его вес и есть возможность сократить время ожидания запуска.

Существенным фактором, влияющим на стоимость спутника, являются накладные расходы предприятия, где разрабатывается и изготавливается спутник. На этом вопросе целесообразно остановиться чуть подробнее. Традиционно разработкой и изготовлением космических аппаратов в России и других странах заняты предприятия-монстры с числом сотрудников в нескольких десятков тысяч. Это было вполне оправдано на этапе становления космической индустрии и разработки крупных проектов, в период широко интереса общества к освоению космоса, когда каждый школьник знал имена всех космонавтов. Это время совпало с периодом интенсивной гонки вооружения. Только концентрацией усилий больших коллективов можно было решить столь сложные задачи в крайне сжатые сроки. В настоящее время отсутствует столь мощная финансовая поддержка в лице госзаказа. Коммерческий рынок космических услуг в России находится в зачаточном состоянии ибо те, кому нужны эти услуги, не в состоянии оплачивать их, а тем, кто может оплачивать - услуги наших космических фирм, в общем-то, не очень и нужны. В этих условиях попытка организовать разработку и производство малых спутников потерпит фиаско. Это можно объяснить по-разному. Я вижу следующую основную причину. Она лежит не в научной, инженерной и даже не в технологической плоскости. Она заключается в функционалах, которые необходимо оптимизировать при разработке и производстве малых спутников. Чтобы поддержать в надлежащем состоянии большую организацию ей требуются объемное финансирование, участие в больших проектах, освоение крупных финансовых и материальных средств. Для их получения требуется наряду с другими факторами наличие авторитета организации среди ей подобных организаций. Ясно, что участие в проектах малых спутников вряд ли повышает рейтинг большого предприятия для получения большого заказа. Более того, участие в таких проектах может сказаться отрицательно, конечно, если речь не идет о крупных проектах, включающих как составные части малоразмерные аппараты. "Что-то ты, Иван Иваныч, занялся мелочевкой. Серьезнью проекты уже не по-плечу стали," – подсмеиваясь, скажет один Генеральный другому Генеральному. И будет прав. Хорошо, если удастся получить сразу несколько заказов на серию однотипных спутников. Наиболее приемлемо для большого предприятия получить заказ на вывод на орбиту серии спутников. Существует некоторый минимальный объем заказа, при котором его выполнение еще рентабельно для большого предприятия. Предприятие же, разрабатывающее малый спутник, должно исповедовать прямо противоположный принцип: разрабатываемый спутник должен быть максимально деше-

вым. Ибо только в этом случае он будет конкурентно способным на рынке малых спутников, где победа достанется более дешевому проекту. Более того, в большом заказе такое предприятие может захлебнуться, утерять гибкость политики менеджмента и возможность быстрой адаптации к быстро меняющемуся рынку. Возникает вопрос: что же это должно быть за предприятие?

На этапе структурной перестройки космической науки и промышленности будут рождаться и умирать различные организационные формы и как в природе наряду с орлами существуют колибри, так и в космической промышленности должны существовать наряду с монстрами, реализующие сложные дорогостоящие проекты, небольшие, видимо частные фирмы, разрабатывающие малые дешевые спутники. Правда, между природой и промышленностью существует, по крайней мере, одно существенное отличие - природа эволюционировала многие тысячелетия, но промышленности для ее перестройки не отпущены столь длительные промежутки времени. Не случайно многие проекты малых спутников вышли из стен университетов и колледжей, где рабочая сила - студенты и аспиранты - относительно дешевая, налогообложение - щадящее, а менталитет более гибкий. Не следует также забывать, что для учебного заведения неудачный запуск спутника не является столь сильным ударом по престижу, как это будет для именитой космической фирмы. А с точки зрения приобретения опыта неудачный запуск может оказаться более богатым источником знаний, чем успешный. Во всем мире именно таким путем и идет развитие малых дешевых спутников. Следующим этап - это организация фирм при университетах, а затем – отдельных частных фирм со штатом несколько десятков сотрудников. Такие фирмы не в состоянии произвести спутник от начала и до конца. Основное направление их деятельности в разработке проектов малых спутников заключается в сборке спутников из готовых элементов. В большинстве своем они приобретаются на рынке готового космического оборудования. И, может быть, самостоятельно изготавливаются лишь отдельные элементы спутника. Предприятие заведомо не должно быть большим, ориентирующемся на выполнение дорогостоящих государственных или коммерческих заказов. Существенным фактором, способствующим возможности небольших фирм самостоятельно изготавливать и выводить на орбиту малые спутник, является рынок оборудования, комплектующих и средств их вывода.

Причины появления малых спутников

По-видимому, можно ответить на этот вопрос кратко - экономические условия вынуждают, а технологии позволяют создавать при относительно невысоких затратах малые спутники, способные решать задачи различной степени сложности.

Назначение малых спутников

Как правило, назначение малых спутников - это решение научных, технологических, образовательных задач, проведение экспериментов, не требующих прецизионной ориентации в пространстве на длительных интервалах времени и значительного запаса рабочего тела или энергии на борту, ретрансляционная связь между корреспондентами, например, финансовыми центрами, биржами, радиолюбителями, экспедициями, использование в процессе обучения, сбор и передача информации с автоматических измерительных пунктов, задачи экологического мониторинга, диагностирования среды вблизи больших космических аппаратов и многое другое. Относительно низкая стоимость малых спутников и их вывода на орбиту позволяют ввести дублирование наиболее уязвимых частей космического сегмента путем за-

пуска однотипных аппаратов. Этим повышается надежность комплексов, включающих малые спутники.

Что касается крупных космических фирм, то технические, финансовые, экологические проблемы, возникающие при использовании орбитальных станций, транспортных кораблей, тяжелых многоцелевых спутников, заставляют и их искать дополнительные возможности для решения научно-исследовательских и народнохозяйственных задач в космосе. Малые спутники являются незаменимыми помощниками и в этой области. В определенные периоды времени разработка, создание и эксплуатация малых спутников позволяют крупным фирмам не только получать прибыль при относительно краткосрочном обороте капитала, но и что может оказаться наиболее важным - продолжать научно-исследовательские и перспективные конструкторские разработки. Несмотря на устойчивость спроса на мировом рынке спутников, многие эксперты считают, что возможности его дальнейшего развития ограничиваются габаритами, сложностью, высокой стоимостью современных космических аппаратов и средств выведения их на орбиту. Снижение массы выводимых спутников позволило бы не только увеличить суммарное количество одновременно выводимых спутников, но сделало возможным использование для их вывода небольшие конверсируемые ракеты.

Реализованные и перспективные проекты малых спутников в России

Подавляющее большинство проектов малых спутников, разрабатываемых в последнее время в России, направлено на создание систем региональной и межрегиональной спутниковой связи. Существующий дефицит средств связи поистине огромный и, несмотря на очевидную ликвидность этого сегмента рынка, он остается практически незаполненным. Отсутствие крупных долговременных инвестиций, направляемых на развитие космической техники, заставляет разработчиков средств связи искать дешевые и не требующие много времени на проектирование и создание аппараты подходы. По стоимости, продолжительности разработки и способу вывода на орбиту этим условиям наилучшим образом удовлетворяют малые спутники. Быть может из-за недостаточной мощности источников электропитания, малых допустимых объемов и массы бортового оборудования такие спутники используются преимущественно для создания низкоорбитальных спутниковых систем связи. Охват всех требуемых территории на поверхности Земли достигается размещением спутников на приполярных орбитах. Низкоорбитальные системы позволяют не только удовлетвориться имеющимися возможностями для размещения бортового оборудования, но и использовать маломощные портативные наземные приемопередающие устройства. Связь между корреспондентами, находящимися за пределами зоны видимости одного спутника, осуществляется либо транспортировкой сообщения, занесенного в память бортового компьютера, до зоны видимости корреспондента по типу электронной почты, либо организацией межспутниковой связи. Последнее позволяет осуществить связь в реальном масштабе времени между любыми точками земного шара. Использование низкоорбитальных спутников на приполярных орбитах позволяет во многих случаях отказаться от тяжелых и дорогостоящих геостационарных спутников.

Другое интенсивно развиваемое направление применения малых спутников – их использование для целей мониторинга окружающей среды и наблюдения за поверхностью Земли. Низкоорбитальные спутники наиболее приспособлены для решения этих задач. Использование современных технологий для регистрации принимаемого сигнала с высоким временным и пространственным разрешением, позволяет отказаться от сложных дорогостоящих систем ориентации и стабилизации углового движения спутника и еще на один шаг приблизиться к применению малых аппаратов.

В России на протяжении всего времени становления и развития космонавтики разрабатывались и выводились на орбиту малые спутники. В основном это были радиолюбительские и экспериментальные спутники, на которых отрабатывались отдельные элементы конструкции и приборы. Частично некоторые известные проекты российских малых спутников приведены в [1]. В основном они относятся к разряду связных аппаратов и спутников дистанционного зондирования.

Литература

[1] M.Ovchinnikov, Small Satellite Projects in Russia. Proceedings of International Conference on Small Satellites: Missions and Technology, Madrid, Spain, 9-13 September, 1996, pp.121-127.

М.Ю.Овчинников

The Perspective of Small Satellite Progress in Russia[1]

M.Ovchinnikov

Keldysh Institute of Applied Mathematics
Russian Academy of Science
4 Miusskaya Sq., Moscow, 125047 Russia
Phone: +7-(095)-972-3714, Fax: +7-(095)-972-0737,
E-mail: ovchinni@spp.keldysh.ru

Abstract

Extremely scanty financing of space science and industries in Russia could result in loss of the powerful position by our country among "space country club". No sensible head of large space enterprise could believe to get goverment rich orders which have allowed to support his enterprise to float across. The participation in large-scale international space projects is destiny of separated enterprises. In order to get the opportunity to participate in such projects, the permanent progress ahead in scientific and technological development is necessary. The exclusive circle is generated that is the perfection of technological base requires the investments. To get them is possible only using competitable technologies. One of particular way of overcoming of these difficulties consists in design of small spacecrafts on the basis of modern technologies implementation. Their advantages against of large spacecrafts are evident. They are the financial and temporal expences reduced of development, fabrication and launching. Also the plurality of potential manufacturers and users of such spacecrafts is expanded. But reduction of development and fabrication expences is not reached only by decreasing of dimention and weight. Even on the contrary, the miniaturization under the conventional organizational and technological approaches can increase their relative cost. It should be emphasized, that the described problem concerns not only Russia but also other countries of the space community. The paper analyzes how using the small spacecrafts the problem of reduction of the expenses in the world is decided and possible ways of this problem decision in Russia from the author's point of view are considered.

[1] © 1998. All right reserved. The paper was partial presented at the COSPAR Colloquium on Small Satellites placed in Tainan (Taiwan) in December, 1997

РЕГРЕССИОННЫЙ СИНТЕЗ МНОГОЦЕЛЕВЫХ МОДУЛЬНЫХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.

В.М.Балык
МАИ
125871 г. Москва, Волоколамское ш., 4
тел.(095)158 4676

А.И.Гуров, Р.Д.Кулакова, А.М.Никулин
МАТИ-РГТУ им. К.Э.Циолковсого
103167 г. Москва, ул. Петровка, 27

Рассматривается задача построения многоцелевой модульной системы предназначенной для вывода на околоземные орбиты системы спутников. Приводится формализованная методика выбора оптимального типажа средств вывода отличающихся между собой типами энергосиловой установки, аэродинамической схемой и компоновкой. В методике используется нелинейный регрессионный синтез характеристик летательного аппарата с применением специально построенных псевдовыборок. Целенаправленное, пошаговое уменьшение стоимости системы приводит, как это показывается в работе, к построению оптимальных зависимостей тяговых, аэродинамических характеристик аппарата от характеристик внешнего, целевого множества задач. В качестве таких характеристик приняты массы выводимых полезных нагрузок и параметры рабочих орбит.

Многие задачи информационного, транспортного, охранного характеров в настоящее время возлагаются на аэрокосмические системы различных уровней. Как правило, такие системы являются многоцелевыми динамическими системами с модульным построением, и здесь возникает ряд новых задач, решение которых требует привлечения новых подходов.

Во-первых, возникают проектные задачи, связанные с выбором состава модульных элементов ЛА, принципов их организации, увязки и согласованию характеристик отдельных модулей, из условий комплектования отдельных вариантов ЛА, совокупность которых должна решать всё заданное множество целевых задач.

Во-вторых, все перечисленные задачи решаются в условиях существенной неопределенности, обусловленной неполнотой информации относительно состояния среды, относительно условий применения отдельных фрагментов аэрокосмической системы. Другими словами, имеет место существенная вариация в условиях применения отдельного ЛА и здесь необходимо увязать сложную эволюцию внешнего множества целевых задач с построением оптимальной системы-ряда разнотип-

ных ЛА [1]. Построение такой системы может быть в достаточно полной мере осуществлено средствами регрессионного анализа математической модели аэрокосмической системы с использованием специально построенных статистических выборок.

Рассмотрим математическую модель некоторого "обобщенного" ЛА, способного выполнить весь диапазон заданных целевых задач при всех возможных условиях применения. Обобщенность ЛА здесь понимается в том смысле, что в математической модели не конкретизируется компоновка аппарата, его аэродинамическая схема, тип двигательной установки и т.п., то есть не идентифицируется вид отдельных подсистем. Таким образом, обобщенная модель ЛА описывается только траекторной моделью, например, следующего вида:

$$m\left[\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y\right] = mg_x + P - \frac{1}{2} C_{xo}\rho S(V_x - V_{вх})^2 + C_{x\delta}\delta_x,$$

$$m\left[\frac{dV_Y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z\right] = mg_y + \sum_j \eta_j P_j - \frac{1}{2}(C_{xo} + C_y^{\alpha})\rho S(V_x - V_{вх})^*$$

$$*(V_y - V_{вy}) - \omega_z V_y + 2mV_{rx}\omega_z + C_{Y\delta}\delta_\vartheta,$$

$$m\left[\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x\right] = mg_z + \sum_j \xi_j P_j - \frac{1}{2}(C_{xo} + C_y^{\alpha})\rho S(V_x - V_{вх})^*$$

$$*(V_y - V_{BZ}) - \omega_y V_z + 2mV_{rx}\omega_y + C_{Z\delta}\delta_\psi,$$

$$V_Y = -R_{ay}^{\omega z} - F_{KY}^{\omega z},\ V_Z = -R_{AZ}^{\omega y} - F_{KZ}^{\omega y} \qquad (1)$$

здесь приняты следующие обозначения:

m - масса аппарата

$V_X V_Y V_Z$ проекции скорости центра масс аппарата на связанные оси x_1, y_1, z_1

ω_X, ω_Y, ω_Z - проекции на оси связанной системы угловой скорости вращения аппарата

$\eta_j P_j$, $\xi_j P_j$ - проекция тяги j-того двигателя на связанные оси

η_j, ξ_j - косинусы углов между вектором тяги P_j и осями y_1, z_1

x_j, y_j, z_j - проекция радиуса-вектора точки пересечения вектора тяги P_j с плоскостью среза сопла

mg_x, mg_y, mg_z - проекции веса аппарата на связанные оси

C_{xo} - коэффициент лобового сопротивления при нулевом угле атаки

C_Y^{α} - производная коэффициента подъемной силы по углу атаки

ρ - плотность воздуха

S - площадь миделя

V_{BX}, V_{BY}, V_{BZ} - проекции скорости ветра на связанные оси

$R_{ay} = \frac{\partial R_{ay}}{\partial \omega_Z}$, $R_{az} = \frac{\partial R_{az}}{\partial \omega_Y}$,

$F_{KY}^{\omega z}$, $F_{KZ}^{\omega y}$ - проекции на оси y_1, z_1 производных по ω_Y, ω_Z главного вектора кориолисовых сил

$2mV_{rx}\omega_z$, $2mV_{rx}\omega_y$ - проекции на оси y_1,z_1 сил, обусловленных перемещением центра масс ЛА относительно его корпуса

$C_{X\delta}C_{Y\delta}$ $C_{Z\delta}$ - коэффициенты управляющих сил относительно связанных осей

δ_X - величина относительного изменения тяги

δ_ψ - угол отклонения вертикальных рулей

δ_ϑ - угол отклонения горизонтальных рулей

Внешнее множество целевых задач W будем описывать диапазоном выводимых полезных нагрузок и характеристиками рабочих орбит для спутниковых систем, то есть:

$$W = \left| \begin{array}{c} m_{ПНmin} \le m_{ПН} \le m_{ПНmax} \\ \lambda_{min} \le \lambda \le \lambda_{max} \\ i_{min} \le i \le i_{max} \\ e_{min} \le e \le e_{max} \\ V_{min} \le V \le V_{max} \end{array} \right|$$

где $m_{ПН}$ - масса полезной нагрузки, λ - географическая долгота восходящего узла, i - наклонение орбиты, e - эксцентриситет орбиты, V - орбитальная скорость. Для включения этих параметров в модель системы дополним уравнения (1) нелинейными дифференциальными уравнениями, описывающими движение материальной точки в плоскости орбиты:

$$\ddot{r} - r\eta + \frac{\mu}{r^2} = g_r$$

$$2r\eta + r\ddot{\eta} = g_s$$

$$\eta = V/r$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{g_n}{V}\cos(\eta + \omega_p)$$

$$\Omega = \frac{g_n}{V} \bullet \frac{\sin(\eta + \omega_P)}{\sin(i)}$$

$$\omega = -\frac{g_n}{V} \bullet \frac{\sin(\eta + \omega_P)}{\sin(i)} \qquad (2)$$

где r - радиус-вектор, η- истинная аномалия, i - наклонение, ω_p - аргумент перицентра, g_r, g_s, g_n - проекции ускорения (управляющего и возмущающего) на орбитальные оси.

В качестве критерия верхнего уровня для аэрокосмической системы принимается ее стоимость C, то есть предполагается известной функциональная зависимость:

$C = C(\omega, x, U, d)$ (3),

где $\omega = (m_{ПН}, \lambda, i, e, V)$, x - вектор фазовых переменных, U - вектор управляющих функций, d - вектор проектных параметров.

Очевидно, что задача (1) - (2) - (3) решается при некоторых базовых ограничениях, например, таких, как ограничение по стартовой массе отдельного аппарата или ограничение на время функционирования и т.п..

Алгоритм нелинейного регрессионного анализа позволяет найти по статистическим данным функциональные зависимости "оптимальные" по, так называемым, системным критериям, например, по критерию регулярности:

$$\Delta^2 = \frac{\sum_{i=1}^{N_B} (J_{табл} - J_M)_i^2}{\sum_{i=1}^{N_B} J_{табл\,i}^2}$$

где N_B - часть статистической таблицы, по которой ищется полином оптимальной слошности (другая часть таблицы - N_A - служит для определения коэффициентов полинома, например, методом наименьших квадратов),

$J_{ТАБЛi}$ - значение выходной характеристики в i - строке таблицы, J_{Mi} - значение выходной характеристики, полученной по полиному, сформированному на j-том шаге поиска оптимальной структуры полинома.

Так как для рассматриваемой модели статистики не существует, то строится псевдовыборка. Без потери общности предположим, что ищутся рациональные зависимости тяги P и аэродинамического коэффициента C_{xo} для отдельных аппаратов аэрокосмической системы. Тогда, для каждого сочетания C_{xo} и P по модели (1) - (2) - (3) можно получить соответствующее значение стоимости системы C (при начально заданном количестве аппаратов, частоте пусков и т.п.) и, тем самым, формируется псевдовыборка. Заметим, что так как вид отдельного аппарата, его характеристики первоначально не конкретизированы, то получаемая стоимость весьма условна (как и модель (3)), на начальном этапе важны лишь оценки стоимости снизу.

От полученной таким образом оценки стоимости C_i директивно увеличиваются и строятся линейные зависимости вида:

$$P = \alpha_0 + \alpha_1 m_{ПН}$$
$$C_{Xo} = \beta_0 + \beta_1 m_{ПН} \qquad (4)$$

Если необходимо выяснить состав и типаж аэрокосмической системы в зависимости от других внешних условий, например, от λ и V, зависимости (4) расширяются следующим образом:

$$\alpha_0 = \alpha_{01} + \alpha_{02}\lambda$$
$$\alpha_1 = \alpha_{11} + \alpha_{12}\lambda$$
$$\beta_0 = \beta_{01} + \beta_{02}\lambda$$
$$\beta_1 = \beta_{11} + \beta_{12}\lambda$$

$$\alpha_{01} = \alpha_{03} + \alpha_{04}V$$
$$\alpha_{02} = \alpha_{05} + \alpha_{06}V$$
$$\ldots$$
$$\ldots$$
$$\beta_{12} = \beta_{41} + \beta_{42}V\,. \qquad (5)$$

Ясно, что с помощью таких "вложенных" коэффициентов можно учесть все компоненты из вектора ω, характеризующие внешнее множество задач.

Далее строится новая псевдовыборка, у которой входами являются $(m_{ПН}, \lambda, V)_i$, а выходом - директивно заданные стоимости C_i и вычисляются по модели (1) - (2) - (3) коэффициенты полиномов (4) - (5) (по первой части псевдовыборки) и определяется значение критерия регулярности Δ^2.

По достижению минимума критерия Δ^2 выходной показатель псевдовыборки (т.е. стоимости) вновь уменьшается и описанный процесс повторяется.

В [2] была доказана сходимость по критерию Δ^2 и тем самым возможность получения полинома оптимальной сложности. Была также доказана сходимость к полиному оптимальной сложности при последовательном уменьшении стоимостей C_i , которая обуславливается естественными ограничениями в моделях вида (1) - (2) - (3) и заданными ресурсами.

Полученные в результате описанной процедуры зависимости P и C_{Xo} показывают оптимальную динамику их изменения в зависимости от внешних условий $m_{ПН}$, λ, V и эти зависимости трактуются как идеальные.

Заключительная фаза в выборе структуры аэрокосмической системы состоит в интерпретации конкретных подсистем ЛА. Здесь осуществляется сравнение идеальной зависимости, например, P с реально возможными, то есть проводится аппроксимация идеальной зависимости тяговыми характеристиками существующих двигательных установок. Как правило, такая аппроксимация не реализуема на базе одного типа двигателя и ,тем самым, формируется оптимальный типаж двигательных установок под заданный диапазон целевых задач. Аналогичный анализ осуществляется и по зависимости C_{Xo} , в результате чего устанавливается оптимальный набор потребных аэродинамических схем (и соответственно типов ЛА) и их характеристик.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пиявский С.А. , Брусов В.С. , Хвилон Е.А.

Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1974

2. Ивахненко А.Г.

Долгосрочное прогнозирование и управление сложными системами. - К: "Техника", 1975

THE REGRESSIVE SYNTHESIS OF MODULAR SYSTEMS OF MULTI-PURPOSE AEROSPACE VEHICLES

V. M. Balyk
MAI (STU)
4, Volokolamskoye chosse., Moscow 125871
tel: (095)1584676

A.I. Gurov, R.D. Kulakova, A.M. Nikulin
MATI (STU)
K.E.Tsiolkovskiy 103767,27, Petrovka, Moscow.

At present time there are many tasks of different character (information, transport and protection) which require using of aerospace systems of various levels. As a rule, such systems are multi-purpose dynamic systems with modular architecture. According to this a set of new tasks appears, decision of which requires using of the new approaches.

First of all, there are some design tasks connected to a choice of structure of modular elements of aerospace vehicles, of principles of their organisation and co-ordination of the characteristics of separate modules the set of which should decide all of target tasks.

Secondly, all listed tasks are considered in conditions of essential uncertainty caused by incompleteness of the information concerning a condition of environment, concerning conditions of application of separate fragments of space system. In other words, there is an essential variation in conditions of application of single aerospace vehicle. Here again it is necessary to co-ordinate the complex evolution of external set of target tasks to architecture of optimum system - row of different flight devices [1]. The construction of such system can be carried out by means of the regressive analysis of mathematical model of space system with use special statistical extractions.

Let's consider mathematical model of some generalised aerospace vehicle, capable to execute all range of the given target tasks under all possible conditions of application. Here "the generalised aerospace vehicle" is the term, which is to be understood in the sense that the configuration of the device, its aerodynamic outline and a type of power installation are not concretised in mathematical model. It means that a kind of separate subsystem is not identified. Thus, the generalised model is described only by means of trajectory model, for example:

$$m\left[\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y\right] = mg_x + P - \frac{1}{2} C_{x0}\rho S(V_x - V_{вх})^2 + C_{x\delta}\delta_x,$$

$$m\left[\frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z\right] = mg_y + \sum_j \eta_j P_j - \frac{1}{2} (C_{x0} + C_y^{\alpha})\rho S(V_x - V_{вх})*$$

$$*(V_y - V_{вy}) - \omega_z V_y + 2mV_{rx}\omega_z + C_{y\delta}\delta_\vartheta, \qquad (1)$$

$$m\left[\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x\right] = mg_z + \sum_j \xi_j P_j - \frac{1}{2} (C_{x0} + C_y^{\alpha})\rho S(V_x - V_{вх})*$$

$*(V_y - V_{BZ}) - \omega_y V_z + 2mV_{rx}\omega_y + C_{Z\delta}\delta_\psi$,

$V_Y = -R_{ay}^{\omega z} - F_{KY}^{\omega z}$, $V_Z = -R_{AZ}^{\omega y} - F_{KZ}^{\omega y}$

The following designations here are accepted:
M - mass of the device;
V_x, V_y, V_z – velocity projections of a device mass centre for connected co-ordinate axes x_1, y_1, z_1;
ω_X, ω_Y, ω_Z – angular velocity projections of the device rotation for connected co-ordinate axis;
$\eta_j P_j$, $\xi_j P_j$ - draft projection of j-th engine for connected axes;
η_j, ξ_j – the cosines between a draft vector P_j and axes y_1, z_1;
x_j,y_j,z_j - projection of a point crossing radius - vector of draft Pj with a output nozzle plane;
mg_x, mg_y, mg_z - projection of mass of the device to the connected axes;
C_{xo} - frontal resistance coefficient at a zero angle of attack;
C_y^α - derivative of factor of elevating force on an angle of attack;
ρ - density of air;
S – maximum cross-section area;
V_{BX}, V_{BY}, V_{BZ} - projection of wind speed to the connected axes;

$$R_{ay} = \frac{\partial R_{ay}}{\partial \omega z}, R_{az} = \frac{\partial R_{az}}{\partial \omega_Y},$$

$F_{KY}^{\omega z}$, $F_{KZ}^{\omega y}$ - projections on an axis y_1, z_1 derivative on ω_Y, ω_Z of coriollis forces main vector;
$2mV_{rx}\omega_z$, $2mV_{rx}\omega_y$ - projection on an axis y_1, z_1 of forces, caused by moving of the centre of weights concerning its case;
$C_{X\delta}C_{Y\delta}C_{Z\delta}$ - factors of control forces of the concerning connected axes;
δ_X - value of relative change of draft;
δ_ψ- angle of a deviation of vertical fins;
δ_ϑ- angle of a deviation of horizontal fins.

External set of target tasks W we shall describe by a range of useful loading and by the characteristics of working orbits for satellite systems, that is:

$$W = \left| \begin{array}{l} m_{ПНmin} \le m_{ПН} \le m_{ПНmax} \\ \lambda_{min} \le \lambda \le \lambda_{max} \\ i_{min} \le i \le i_{max} \\ e_{min} \le e \le e_{max} \\ V_{min} \le V \le V_{max} \end{array} \right|$$

Where
$m_{ПН}$ - mass of the useful loading;
λ- geographical longitude of ascending unit;
i - inclination of an orbit;
e - orbit eccentricity;

V - orbital speed.

For inclusion of these parameters in the system model we shall add the non-linear differential equations describing movement of a material point in an orbit plane to the equations (1):

$$\ddot{r} - r\eta + \frac{\mu}{r^2} = g_r$$

$$2r\eta + r\ddot{\eta} = g_s$$

$$\eta = V/r$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{g_n}{V}\cos(\eta + \omega_P)$$

$$\dot{\Omega} = \frac{g_n}{V} \bullet \frac{\sin(\eta + \omega_P)}{\sin(i)} \qquad (2)$$

$$\dot{\omega} = -\frac{g_n}{V} \bullet \frac{\sin(\eta + \omega_P)}{\sin(i)}$$

Where

r - radius – vector;

η- true anomaly;

i – inclination;

ω_p - argument of the focus;

g_r, g_s, g_n - projection of acceleration (control and revolting) on orbital axes.

As criterion of the top level for space system its cost C is accepted, namely the functional dependence is supposed known:

$C = C(\omega, x, U, d)$ (3),

where

$\omega = (m_{ПН}, \lambda, i, e, V)$,

x - vector of phase variable;

U - vector of control functions;

d - vector of design parameters.

It is obvious, that the task (1) - (2) - (3) is solved at some base restrictions, for example, such, as restriction on starting mass of the single device or restriction to time of functioning and etc.

The algorithm of the non-linear regressive analysis allows to find on the statistical data functional dependencies "optimum" on, so-called, system criteria, for example, by criterion of a regularity:

$$\Delta^2 = \frac{\sum_{i=1}^{N_B} (J_{табл} - J_M)_i^2}{\sum_{i=1}^{N_B} J_{табли}^2}$$

Where N_B –the part of the statistical table, on which is searched the polynom of optimum continuity (other part of the table - NA - serves for definition of coefficients of polynom, for example, by the method of the least squares),

$J_{ТАБЛ}$ - meaning of the output characteristic in i-th line of the table,

J_{MI} - meaning of the output characteristic received on polynom, generated on j-th step of search of optimum structure polynom.

As statistics does not exist for considered model , the pseudo-extract is constructed . Without loss of a generality we shall assume, that the rational dependencies of draft P and aerodynamics coefficient C_{xo} for separate devices of space system are searched out. Then, for each combination C_{xo} and P by the model (1) - (2) - (3) it is possible to receive the appropriate meaning of cost of system C (the quantity of devices, frequency of start-up etc. are given originally.) and, thus, the pseudo-extract is formed. Notice, that as a kind of the single device, its characteristics originally are not concretised, received cost is rather conditional (as well as model (3)), on the initial stage the estimations of cost from below are important only.

From the received thus estimation of cost C_i the linear dependencies are increased and constructed:

$$\begin{aligned} P &= \alpha_0 + \alpha_1 m_{ПН} \\ C_{Xo} &= \beta_0 + \beta_1 m_{ПН} \end{aligned} \qquad (4)$$

If it is necessary to find out structure and type of space system depending on other external conditions, for example, from λ and V, the dependencies (4) extend as follows:

$$\begin{aligned} \alpha_0 &= \alpha_{01} + \alpha_{02}\lambda \\ \alpha_1 &= \alpha_{11} + \alpha_{12}\lambda \\ \beta_0 &= \beta_{01} + \beta_{02}\lambda \\ \beta_1 &= \beta_{11} + \beta_{12}\lambda \\ \alpha_{01} &= \alpha_{03} + \alpha_{04}V \\ \alpha_{02} &= \alpha_{05} + \alpha_{06}V \\ &\cdots \\ &\cdots \\ \beta_{12} &= \beta_{41} + \beta_{42}V\,. \end{aligned} \qquad (5)$$

It is clear, that with the help of such "enclosed" coefficients it is possible to take into account all components from a vector ω, which describe external set of tasks.

Then the new pseudo-extract is under construction, where inputs are $(m_{ПН}, \lambda, V)_i$, and output are costs Ci (set before). The coefficients of the polynom (4) - (5) are calculated by the model (1) - (2) - (3) (by the first part of the pseudo-extract) and the meaning of criterion of a regularity Δ^2 is determined.

On achievement of a minimum of criterion Δ^2 the output parameters of pseudo-extract (i.e. cost) again decrease and the described process repeats.

In [2] the convergence by criterion Δ^2 and by that an opportunity of reception polynom of optimum complexity was proved. Convergence to polynom of optimum complexity also was proved at consecutive reduction of the costs Ci, which is caused by natural restrictions in models of a kind (1) - (2) - (3) and given resources.

Dependencies P and C_{Xo} , received as a result of described procedure, show optimum dynamics of their change depending on external conditions $m_{ПН}$, λ, V and these dependencies are treated as ideal.

The final phase in a choice of structure of space system consists in interpretation of concrete subsystems of aero-space vehicles. Comparison of ideal dependence, for example, P with real possible ones here is carried out. That is the approximation of ideal dependence by draft characteristics of existing engines installations are carried out. As a rule, such approximation is not realised on the basis of one type of the engine and, thus, the optimum type of engines installations is formed under the given range of target tasks. The similar analysis is carried out and on dependence CXo, then the optimum set of the required aerodynamic circuits (and accordingly of types ЛА) and their characteristics is established.

LITERATURE

1. Piyavskiy S.A., BrusovV.S., Khvilon E.A.
Optimisation of parameters of multi-purpose flying devices. - M.: mechanical engineering, 1974

2. Ivahnenko A.G.
Long-term forecasting and management of complex(difficult) systems. - To: "Engineering", 1975

Системное прогнозирование и оптимизация опережающего задела для создания малоразмерных космических аппаратов

Коптев Ю.Н.,Лукьященко В.И., Сенкевич В.П., Рембеза А.И.,
Морозенко А.Ф. Семененко Э.Г.
ЦНИИМаш
141070, г.Королев, Московской области
ул.Пионерская,4
тел.513-45-25

Предлагаемая методология системного проектирования группы малоразмерных космических аппаратов, предназначенной для решения заданного класса задач в интересах экономики России, ориентированная на определение и оптимизацию требований к структуре, составу и характеристикам (параметрам) опережающего научно-технического задела, включает следующие основные этапы:

- системное прогнозирование тенденций развития космической техники, анализ требований к уровню решения задач космической деятельности на ближайщую перспективу, систематизация, обобщение требований к проектным конструкторско-технологическим решениям по созданию перспективных космических средств, к необходимым техническим средствам и критически важным технологиям, обеспечивающим решение задач на основе, в т.ч. технологии группы малоразмерных космических аппаратов;
- системное проектирование (с учетом новых физических принципов и эффектов, новых проектных технико-технологических решений, в том числе на базе использования принципов комплексирования задач, унификации, блочно-модульного построения КА, методов и научно-технических достижений в области автономизации КА, миниатюризации аппаратуры и др.), формирование, анализ и тактико-технико-экономическая оценка допустимых вариантов построения группы малоразмерных космических аппаратов; структуры, состава и параметров потребного опережающего научно-технического задела по ключевым элементам и критически важным технологиям, космическому и наземному сегментам;
- сравнительный технико-экономический анализ и оценка вариантов реализации заданного класса задач и на основе построения группы малоразмерных космических аппаратов с учетом возможностей комплексирования, блочно-модульного построения, автономизации, интеллектуализации космических аппаратов и элементов наземного комплекса, на основе использования новых физических принципов и эффектов;
- выбор рационального варианта построения опережающего научно-технического задела исследуемой группы малоразмерных космических аппаратов и определение перечня базовых приоритетных ключевых элементов и критически важных технологий;

- формирование и технико-экономическое обоснование программы создания рационального опережающего научно-технического задела обеспечивающего группу малоразмерных космических аппаратов на основе рационального набора универсальных базовых платформ, оптимальных по характеристикам ключевых элементов и критически важных технологий.

Задача выбора рационального решения по структуре, составу и параметрам опережающего научно-технического задела для реализации группы малоразмерных космических аппаратов сформулирована как задача нелинейного дискретного программирования.

В качестве зависимых переменных, выбраны переменная X[ijk], описывающая структуру, состав и параметры группы малоразмерных космических аппаратов и их подсистем, где i- номер задачи и её параметры, j - номер составной части КА, Kj - номер К-й подсистемы j -й составной части, переменные Y, Z, W аналогично описывающие связи и ограничения, обуславливающие выбор средств выведения, средств наземного комплекса управления и приема информации и др.

В качестве целевой функции используется зависимость, характеризующая изменение величины суммарных затрат на создание, производство и использование группы малоразмерных космических аппаратов для решения заданного класса задач от вариантов построения структуры, состава и параметров опережающего научно-технического задела.

Математическая модель и используемый имитационно-оптимизационный метод исследования и решения задачи (как показала практика решения такого рода задач) обеспечивают получение конечного оптимального варианта построения опережающего научно-технического задела, определение его характеристик.

Как показали результаты моделирования, проведенных расчетов по оптимизации решения поставленной задачи, при условии выполнения требований Заказчика суммарные затраты на создание, производство и использование группы малоразмерных космических аппаратов, реализуемой на принципах комплексирования, блочно-модульного построения, унификации и стандартизации проектно-конструкторских решений, миниатюризации ключевых элементов и применения критически важных технологий, могут быть снижены в 5-10 раз по сравнению с традиционным вариантом (в зависимости от принимаемого в расчете уровня качества и совместимости составных частей и ключевых элементов малоразмерного космического аппарата, включенных в исследуемый вариант построения опережающего научно-технического задела).

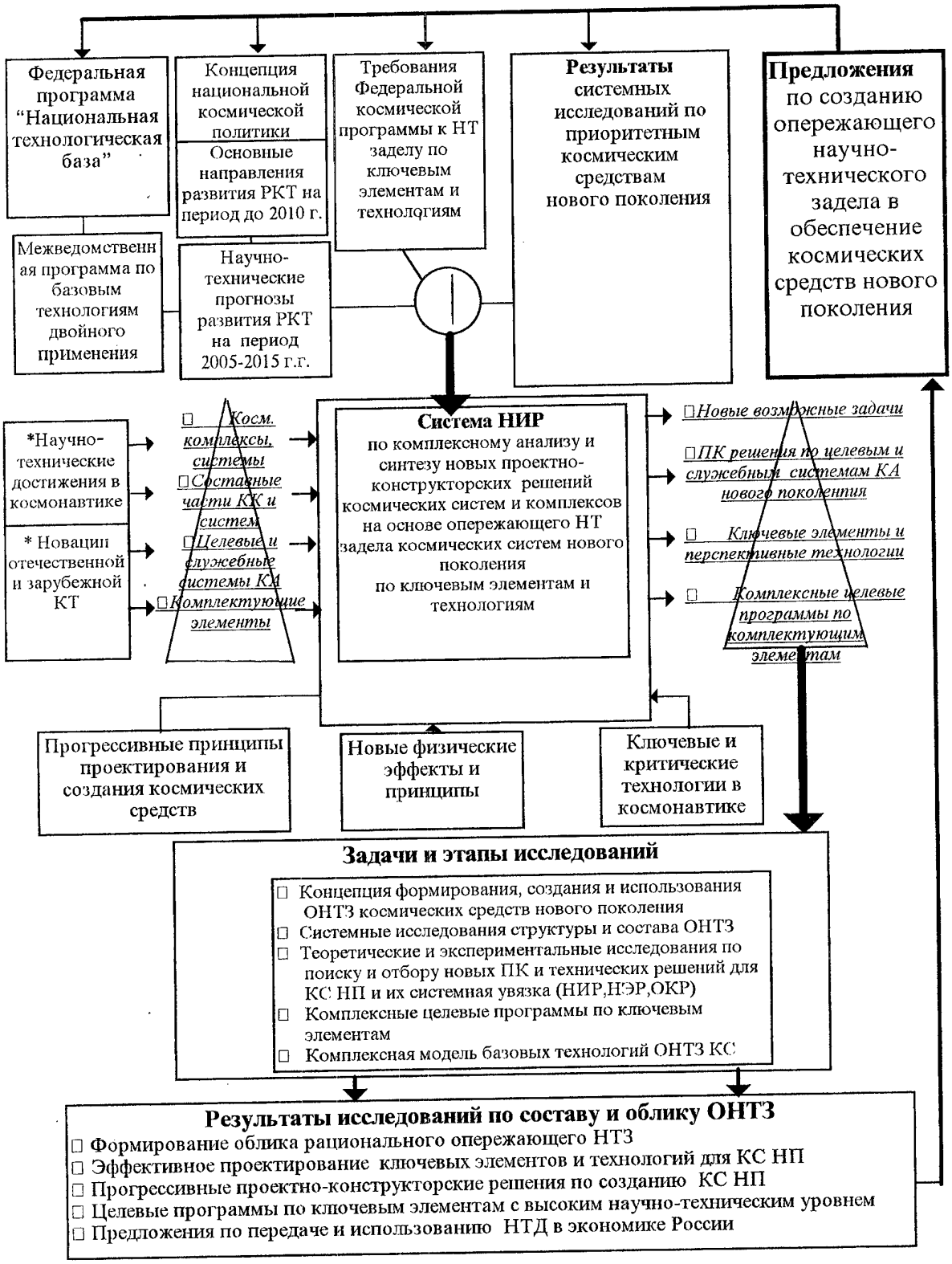
Оценки показали, что только за счет использования принципа комплексирования задач, технологии унифицированных базовых платформ и их адаптивного способа блочно-модульного построения, суммарные затраты на создание производства и использование группы малоразмерных космических аппаратов, для решения заданного класса

задач, могут быть снижены по сравнению с опорным вариантом реализации заданного класса задач в несколько раз.

Предлагаемый комплексный подход позволяет при моделировании и оптимизации опережающего научно-технического задела для создания группы малоразмерных космических аппаратов учитывать также системные требования и ограничения со стороны средств выведения, наземного комплекса по управлению космическими аппаратами и приему информации, а также всю совокупность факторов внешней среды, определяющих выбор концепции построения малоразмерного космического аппарата.

Данная методология (Рис.1) используется при разработке и технико-экономическом обосновании перспективных космических средств Федеральной космической программы, для анализа и оценки необходимого научно-технического потенциала системных проектно-конструкторских и технологических решений в обеспечение перспективных космических аппаратов, а также при обосновании перечня приоритетных направлений развития науки и техники, критически важных технологий РКТ в интересах эффективного развития отечественной космической деятельности.

Рис.1 **Управление созданием опережающего научно-технического задела космических средств нового поколения**



System Forecast and Optimization of Advanced Scientific and Technical Studies for Small Satellites Development

Y.N. Koptev, V.I. Lukjashchenko, V.P. Senkevich, A.I. Rembeza,
A.Morozenko E.G. Semenenco
TSNIIMASH
141070, 4, Pionerskaya st., Moscow region, Korolyov

In this report the basic methodology for forming, simulation, and optimization of advanced scientific and technical studies results, their structure and parameters for small satellites are considered for social-and-economic applications.

Algorithm of the system studies is proposed that ensures forming and selection of the rational (under the criterion "funding-profit") variant of the basic unified module structure for small satellite bus.

V. Senkevich

Архитектура унифицированного ряда космических платформ для малых КА различных по массе и назначению

А. Наумов, Г. Успенский, В. Иванов, В. Миронов

141.070 г.Королев, Московская область
ул.Пионерская,4
Факс: (095) 513 5420, (095) 513 4400

Технологически-управляемые космические проекты, в отличие от традиционных проектов, конкретного целевого назначения, - новое направление создания малых КА. Данный подход позволяет создавать недорогие эффективные КА различные по назначению и массе: от суперспутников массой < 10 кг до малых КА массой до 1 т.

Использование комплекса единых технических и технологических решений для создания таких КА - одно из возможных направлений реализации технологически-управляемых проектов. В статье предлагается возможная архитектура унифицированного ряда космических платформ для МКА различных по массе и назначению. Рассматриваются проблемные вопросы создания этого ряда, а также предложен проектный облик серии МКА научного назначения.

Введение

Внедрение новых с высокой степенью применяемости технологий при создании космических аппаратов является основой технологически-управляемых космических проектов. Программа New Millenium (США) содержит серию проектов, которые являются технологически-управляемыми [ ]. Данные проекты разрабатываются, чтобы проверить технологии, которые используют новое поколение недорогих, высоко миниатюризированных элементов, с высокой степенью применяемости в новом тысячелетии. Другим примером реализации технологически-управляемых проектов является построение КА на основе космических платформ, в том числе на основе многоцелевых космических платформ. Основной целью таких проектов является снижение затрат и сроков создания КА и, прежде всего, малых КА массой < 10 кг до ~1 т. В настоящее время существует достаточно широкий спектр разработок по космическим платформам различного построения с использованием как новой, так и отработанной элементной базы. Возможная классификация космических платформ по диапазонам решаемых задач, конфигурации систем и элементов, конструкции приведена на рис.1. Направление создания универсальных космических платформ с переменной конфигурацией и структурой элементов базируется на высокой степени миниатюризации целого ряда элементов, возможности наращивания (адаптации) их структуры и функциональных характеристик, а также возможности сокращения количества каналов взаимодействия основных систем КА путем

перехода на принципы кодового взаимодействия, модульного построения. При этом существует целый комплекс единых технических и технологических решений, который позволяет создавать на их основе широкий спектр МКА массой от 1 т до единиц и менее кг.

В статье рассматриваются вопросы построения малых КА различных по массе классов (суперспутники массой ≤ 10 кг, микроспутники массой ≤50 кг, миниспутники массой ≤ 300 кг, малых КА массой от 300 кг до ~ 1 т) на основе единой архитектуры унифицированного ряда малых космических платформ с переменной конфигурацией и структурой элементов, проблемные вопросы создания такого ряда космических платформ, а также даются оценки возможного технического облика серии малых КА на их основе.

Классификация малых космических платформ

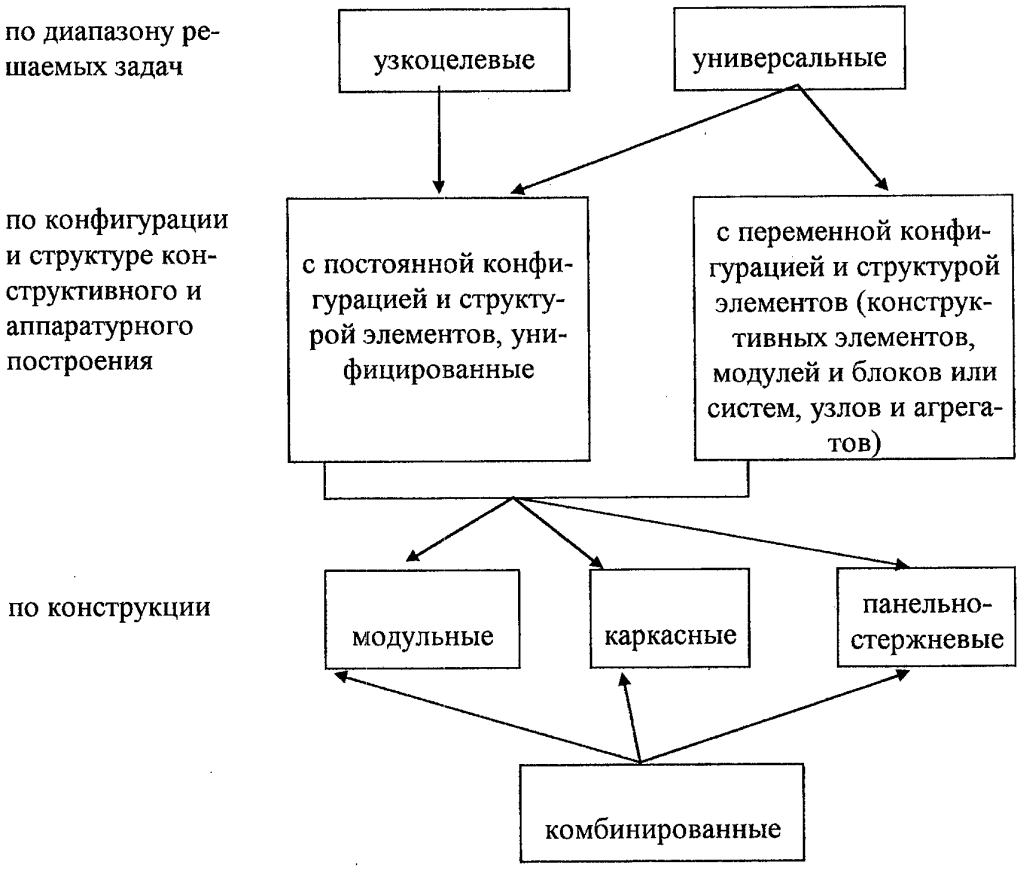


Рис.1

Архитектура унифицированного ряда малых космических платформ

Предлагаемая архитектура унифицированного ряда малых космических платформ включает:

- универсальные малые космические платформы I - IV классов в соответствии с принятой классификацией малых КА по массе;
- ряд общих базовых технических решений по их построению;
- унифицированные ряды базовых элементов служебных комплексов УМКП.

В качестве базовых технических решений принято:

1) Модульное построение УМКП на основе использования в максимальной степени автономных модулей, установка которых на УМКП заключается в подключении к шине первичного электропитания и к стандартной линии кодовой межмодульной связи.

2) Использование в максимальной конфигурации УМКП следующего состава модулей:

- модуля "БЦВК-управления";
- радиомодуля;
- модуля электроснабжения на основе ориентируемых по двум осям солнечных батарей и аккумуляторных батарей;
- модуля электромагнитных исполнительных органов (ЭМИО) на основе двигателей-маховиков периодически разгружаемых с использованием ДУ с ЖРД или магнитоприводов;
- модуля сопряжения аппаратуры УМКП и аппаратуры целевого назначения;
- модуля двигательной установки на основе однокомпонентных ЖРД, двигателей на сжатом газе для разгрузки инерционных исполнительных органов, коррекции движения и на основе ЭРД типа СПД для коррекции движения и орбитального маневрирования;
- модуля приборов навигации и ориентации.

3) Построение автономных модулей с использованием индивидуальной микропроцессорной техники, коммутационно-преобразующей аппаратуры (КПА) для сопряжения с общей шиной первичного электропитания и со стандартной линией межмодульной связи;

4) Использование унифицированной для всех классов УМКП конструкции каркасного типа двух базовых типоразмеров: 0,8м х 0,4м и 0,4м х 0,4м с размещаемыми внутри несущей конструкции съемными автономными модулями.

Принципиальная схема компоновки УМКП представлена на рис.2.

Конструкции съемных автономных модулей включают элементы пассивного терморегулирования (тепловые трубы, стабиплаты и т.п.) и могут изготовляться на основе известных технологий конструирования и изготовления радиоэлектронной аппаратуры, на основе многослойной конструкции из легких сплавов, углепластиков, алюминиевой фольги. Обеспечение заданных тепловых режимов

функционирования аппаратуры, размещаемых на несущей раме будет осуществляться также, в зависимости от условий функционирования МКА, уста-

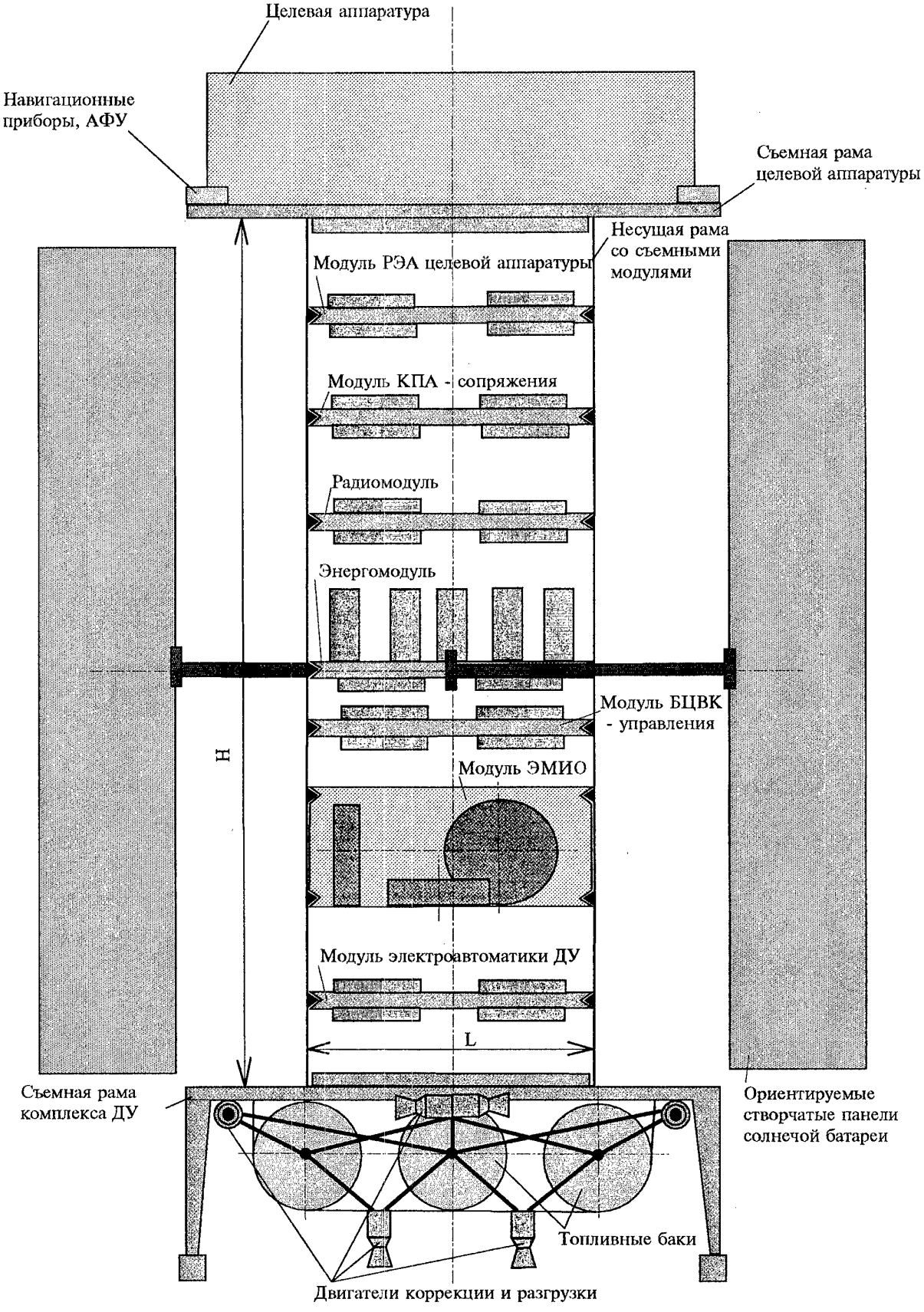


Рис. 2. Принципиальная схема компоновки УМКП

новкой дополнительных экранов, радиаторов снаружи рамы. Принимаемые базовые технические решения по использованию микропроцессорной техники в составе автономных модулей, сопряжению модулей через общие шины информационного взаимодействия и первичного электропитания позволяют использовать перспективные методы комплексной отладки УМКП и МКА в целом с помощью ПЭВМ. Принимаемые типовые решения по обеспечению тепловых режимов, конструкции УМКП и компоновки целевой аппаратуры и служебных модулей создают предпосылки для существенного сокращения объема экспериментальной отработки МКА на основе УМКП, включая тепловые, механические испытания, испытания на помехозащищенность систем и элементов.

Базовые типоразмеры несущей конструкции определены с учетом ограничений по компоновке полезного груза ракет-носителей легкого и сверхлегкого классов (типа РН "Рокот", "Старт" и т.п.), а также с учетом возможных габарито-массовых характеристик элементов служебных систем УМКП.

Автономные модули УМКП предполагается строить на основе базовых для каждого класса элементов. Используемые принципы модульности, наращивания структуры и характеристик ряда элементов, кодового взаимодействия позволяют создавать унифицированный ряд УМКП I - IV классов путем использования при разработке КА конкретного целевого назначения базовых элементов других классов, составляющих унифицированные ряды элементов.

Требования к этим базовым элементам УМКП I - IV класса определялись с учетом перспективных требований по массовому совершенству (отношение массы полезной нагрузки к массе МКА) МКА.

В настоящее время данный показатель, как показывает анализ составляет ~30% для КА на околоземных орбитах и существенно меньше для межпланетных КА. В тоже время анализ ряда перспективных разработок по малым КА показывает, что использование новых технологий создания элементов, их миниатюризации позволяет создавать МКА с показателем массового коэффициента в 50% и более. Проведенные совместно со специалистами НИИА, РНИИКП, НПО "Квант", НИИПМЭ МАИ, а также анализ разработок других ведущих отечественных разработчиков космической техники показывает[1] на реальную возможность в настоящее время создания базовых элементов УМКП II - IV классов, в том числе на принципах наращивания структуры и выходных характеристик (БЦВМ с наращиваемой структурой разработки НИИА, многопроцессорные ЦВМ разработки ИКИ, астродатчики разработки ИКИ, ряд двигателей-массовиков разработки ВНИИЭМ, ряд ЭРД типа СПД, радиокомплексы I - IV классов проработок РНИИКП и др.).

Оценка возможного уровня характеристик базовых модулей для каждого класса УМКП представлена в таблице 1.

Таблица 1

	УМКП-I		УМКП-II		УМКП-III		УМКП-IV	
1	2	3	4	5	6	7	8	9
Модули	масса(кг) энергоп отребл. (Вт)	Прочие характе-ристики	масса(кг) энергоп отребл. (Вт)	Прочие характе-ристики	масса(кг) энергоп отребл. (Вт)	Прочие характе-ристики	масса(кг) энергоп отребл. (Вт)	Прочие характе-ристики
БЦВК-управления	0,5÷0,6 2-5	f=5МГц ОЗУ = 192Кб ЭППЗУ =192 Кб	3,5 10	Трехпро цес-сорный компью-тер	10 15	с ДЗУ емкос-тью 256 Мбит	≥10 15	С наращи вани-ем емкости ДЗУ
Радио-модуль	1,5 10	$P_{пд}$>1вт, Vр≤100Кб/с	4-5 25	$P_{пд}$>5вт, Vр ≤ 1 Мбит/с	25 50-265	$P_{пд}$= 3-40т, >100 Мбит/с	35 50-265	с БЦВМ
Модуль двигате-лей: - разгру-зки ИИО на основе одноко-мпонен-тных ЖРД,ДЗ на сжатом газе; - коррек-ции ма-невриро вания на основе ЭРД типа СПД	2-3 10	микро-двигател и на сжатом газе с уд.имп.~ 500 Н•с/кг	5-10 20 5÷9 220	ЖРД(г ид-разин) СПД-35 (1-2 двигате ля)	10-15 30 20-45 330	ЖРД(г ид-разин) СПД-50	15-20 50 40-75 700	ЖРД(г ид-разин) СПД-70
Модуль ЭМИО (ДМ, ЭМК)	1,5-3,0 5	Двигате-ли-ма-ховики (ДМ)	10 10	ДМ 1Нмс	12-25 10-100	ДМ <15Нмс	25-50 100÷200	ДМ <20Нмс

1	2	3	4	5	6	7	8	9
Навига-ционные прибор ы	1-2 5	Солнеч-ный датчик(СД) микро-астро-датчики (АД), микро-гироприборы	7 10	СД, 1-2 АД (высок о-точных до 2″) микро-гиропр и-боры	10 25	Астро-блок с процес-сором, СД,гироприборы	10 25	

($P_{пд}$ - мощность передатчика
V_p - пропускная способность радиолинии
ДЗУ - долговременное запоминающее устройство
ОЗУ, ЭППЗУ - оперативное ЗУ, электропрограммируемое постоянное ЗУ)

Как следует из данных таблицы 1 создание МКА класса супермикроспутников (масса <10 кг) и микроспутников (масса <50 кг) на основе УМКП I и II класса в с максимальной конфигурации модулей в ближайшей перспективе достаточно проблематично. Реально создание МКА данных классов на основе УМКП I и II классов с пониженным уровнем конфигурации модулей: использование жесткой установки панелей солнечных батарей, отказ от двигателей-маховиков, двигателей разгрузки и коррекции с переходом для околоземных МКА на использование магнитоприводов системы ориентации МКА. Кроме того, на основе базовых элементов УМКП I и II классов возможно построение МКА других классов используя рассмотренные технические решения по унификации УМКП различных классов.

Основные особенности проектирования МКА на основе рассматриваемого типа УМКП могут быть проиллюстрированы результатами проработок[1] возможного технического облика серии ИСЗ научного назначения для решения задач исследований космических лучей, наблюдения с высоким уровнем разрешения, исследования крупномасштабных атмосферных процессов с использованием одного-двух научных приборов, регистрации предвестников разрушительных явлений.

Диапазон требований к УМКП со стороны научной аппаратуры (НА) применительно к перечисленным выше задачам составляет:

- по массе модуля научной аппаратуры - 30÷350 кг;
- по уровню электроснабжения НА - 50÷500 вт;
- по точности угловой ориентации КА от 5...10′ до 10°;
- по точности определения местоположения центр масс - 20÷25м;
- по точности определения углового положения КА - 3÷10′.

По результатам проработок[1] масса ИСЗ на основе УМКП

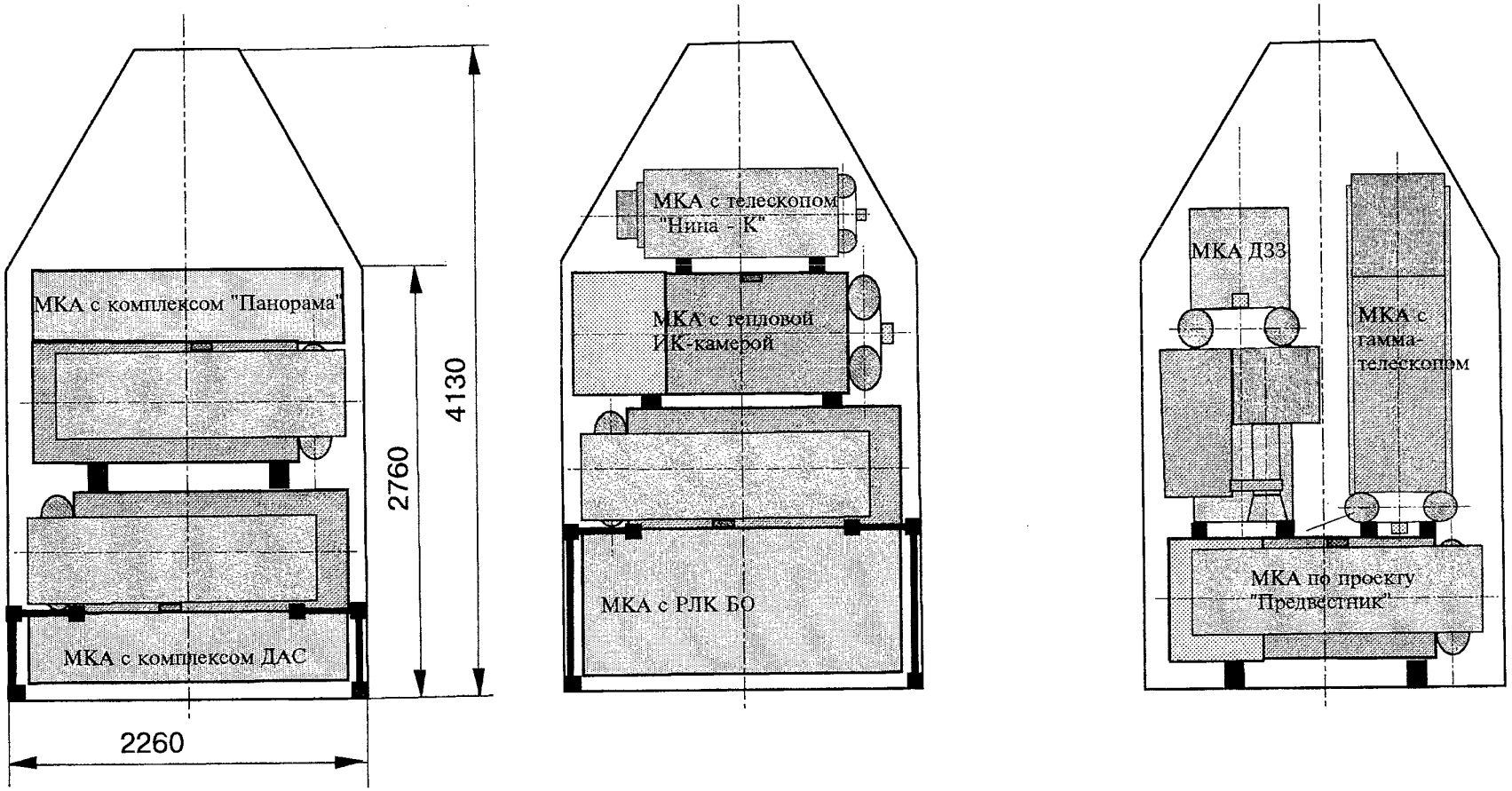


Рис. 3 Схема размещения серии из восьми МКА на основе УМКП в составе отсеков полезного груза РН "Рокот"..

составит:

- для исследования солнечно-земных связей и космических лучей 110-480 (940 кг при включении ЭРДУ орбитального маневрирования);
- для оперативного наблюдения Земли с высоким уровнем разрешения 170÷170кг;
- для исследования атмосферных процессов и регистрации природных катастроф - 190÷300кг.

Габарито-массовые характеристики рассматриваемой серии МКА обеспечивают возможность их размещения и запуска на требуемые орбиты с использованием РН "Рокот".

Схема размещения серии из восьми МКА на основе УМКП в составе полезного груза представлена на рис.3.

Заключение

Использование унифицированного ряда УМКП I-IV классов позволит:

- разрабатывать широкую гамму различных по массе и назначению МКА при ограниченной номенклатуре базовых элементов служебных комплексов УМКП;
- сократить сроки проектирования и отработки МКА;
- повысить надежность МКА за счет повышения серийности и отработанности элементов служебных систем;
- снизить затраты на внедрение новых более совершенных элементов в состав базовых элементов УМКП I-IV классов за счет более высокой серийности создаваемых на основе УМКП массах КА.

К числу наиболее актуальных задач разработки унифицированного ряда УМКП следует отнести :

- задачи по созданию базовых элементов УМКП-I в максимальной конфигурации с жесткими ограничениями по массе и энергопотреблению за счет внедрения передовых технологий миниатюризации космической техники;
- задачи по созданию программного обеспечения процессов проектирования, отладки УМКП и МКА с использованием ПЭВМ.
-

Литература:

1.Техническое предложение "Проектный облик ИСЗ на основе малых и мини-платформ для решения научных и прикладных задач в околоземном космосе", ЦНИИМаш, 1998г.

Architecture of unified set of the space platform for different by the mass and the goal small spacecraft

A.Naumov, G.Uspensky, V.Ivanov, V.Mironov

141070 Koroljov, Moscow area
Street. Pionerskaja, 4
Fax: (095) 513 - 42 - 92

The abstract

Technology-driven space missions, in contract to the more traditional science-driven space missions are new roadmap of the development and production small spacecraft (SC).

It allows to build low-coast and highly effective different by the goal and mass spacecraft: from supermicrospacecraft by the mass <10 kg to spacecraft by the mass 1000 kg.

Application of common software, hardware and technology manners for development these spacecraft is one of the possible roadmap for the insertion of the technology-driven space missions.

The paper describes the possible architecture of unified set of the space platform for different by the mass and the goal small spacecraft. In this paper presents spacecraft description for series science applications, problem of the development of the unified set of space platform.

Introduction

Today, there is the rather wide spectrum of development on space platforms of various construction with use both new, and existing element base.The possible classification of space platforms by ranges of soluble problems, configuration of systems and elements, design is resulted on fig. 1. The direction of creation of universal space platforms with a variable configuration and structure of elements is based on a highly miniaturized elements, opportunity of escalating (adaptation) their structure and functional characteristics, and also opportunity of reduction of quantity of channels of interaction of the basic systems SC by transition to principles of code interaction, modular construction. Thus there is the whole complex of the uniform technical and technological decisions, which allows to create on their basis a wide spectrum SC in weight from 1 т up to units and under kg.

In the article questions of construction small SC various on weight of classes (supermicro spacecraftes of weight <10 kg, micro spacecraftes of weight < 50 kg, mini spacecraftes of weight < 300 kg, small SC in weight from 300 kg up to (1 т) on the basis of united of an architecture of unified set of small space platforms with a variable configuration and structure of elements, problem questions of creation of such set of space platforms are considered, and also estimations of possible technical shape of a series small SC on their basis are given.

Architecture of a unified set of small space platforms

The offered architecture of a unified set of small space platforms includes:
- Universal small space platforms (USSP) I - IV of classes according to accepted classification small SC on weight;
- Set of the general base technical decisions on their construction;
- Unified set of base elements of service complexes of the USSP
- As the base technical decisions it is accepted:

1) Modular construction USSP on the basis of use in the maximum degree of autonomous modules, the installation of which on USSP consists in connection to the trunk of the primary power supply and to a standard line of code intermodular communication.

2) Use in the maximum configuration USSP of the following structure of modules:
- Module of control computer ;
- Radiomodule;
- Module of electrosupply on a basis turning on two axes of solar batteries and chemical batteries;
- Module of electromagnetic executive meshanisms (EMEM) on a basis reaction wheels (IRE) periodically unloaded with use hydrazine thrusters or magnetic torquers;
- Module of interface of the USSP's equipment and equipment of payload;
- Engine module on a basis cold gas or hydrazine thrusters, for unloading IRE, correction of a movement and on a basis electric thruster (ET) for correction of a movement and orbital manoeuvres;
- Module of devices of navigation and orientation.

3) Construction of autonomous modules with use of individual microprocessor engineering, switching – transformation equipment (STE) for interface to the general trunk of the primary power supply and with a standard line of intermodular communication;

4) Use unified for all classes USSP of a framework constractions as two base dimensions: 0,8м x 0,4м and 0,4м x 0,4м with demountable autonomous modules placed inside a carrying constraction.

The basic circuit of configuration USSP is submitted on fig. 2.

The designs of demountable autonomous modules include passive thermocontrol elements (heat pipes and etc.) and can be produced on the basis of known technologies of designing and manufacturing of the radioelectronic equipment, on a basis of new consruction materials (carbon, plastic three-layer plates with aluminium foil cellular filling and etc.). The maintenance of given thermal modes of functioning of the equipment, placed on a carrying frame will come true also, depending on conditions of functioning SC, installation of additional screens, radiators outside of a frame. The accepted base technical decisions on use of microprocessor engineering in structure of autonomous modules, interface of modules through general trunks of information interaction and primary power supply allow to use perspectiv methods of complex debugging USSP and SC as a whole with the help PC. The accepted typical decisions on maintenance of thermal modes, constraction USSP and the arrangement of the payload and housekeeping modules create the preconditions for essential reduction of volume of examination SC on a basis USSP, including thermal, mechanical tests and etc.

Base dimension of a carrying construction are determined in view of restrictions on configuration of a payload of rockets - carriers of easy and supereasy classes (as rockets - carriers "Rocot", "Start" and etc.), and also in view of the possible dimension, mass and another

Classification small space platformes

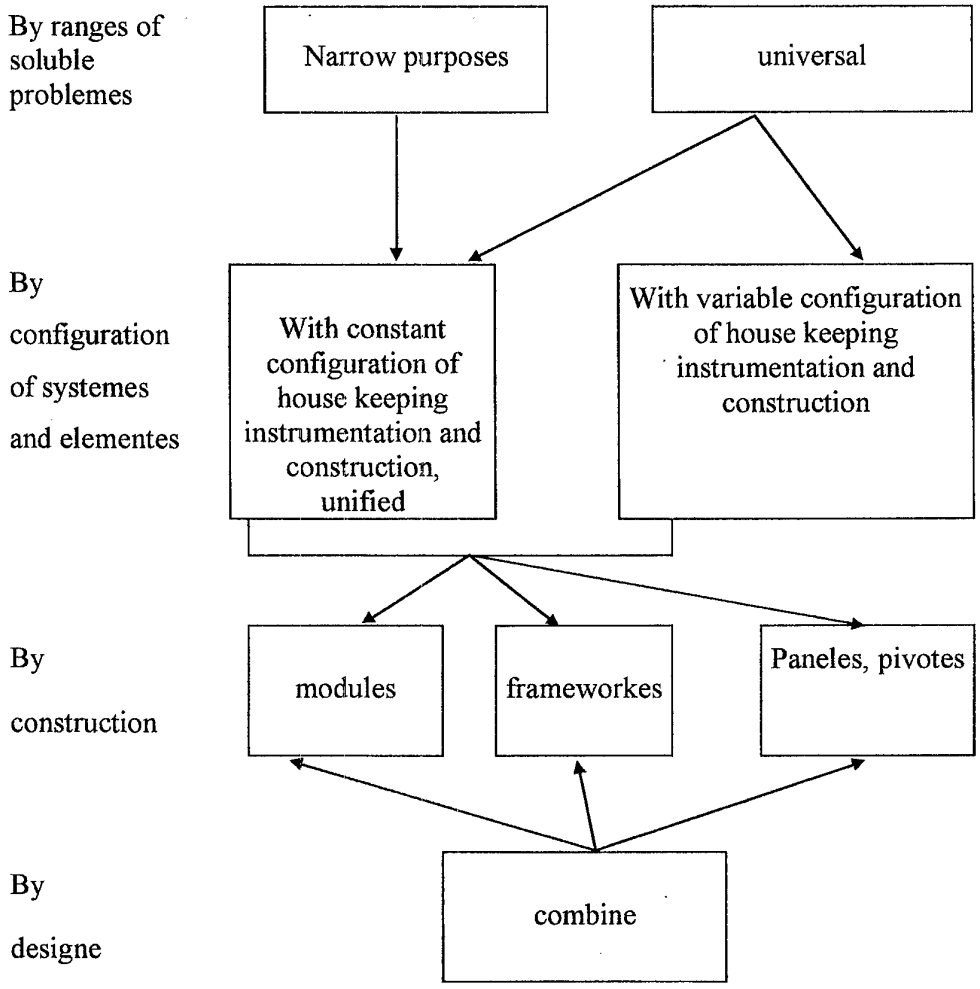


Fig. 1

A Naumov

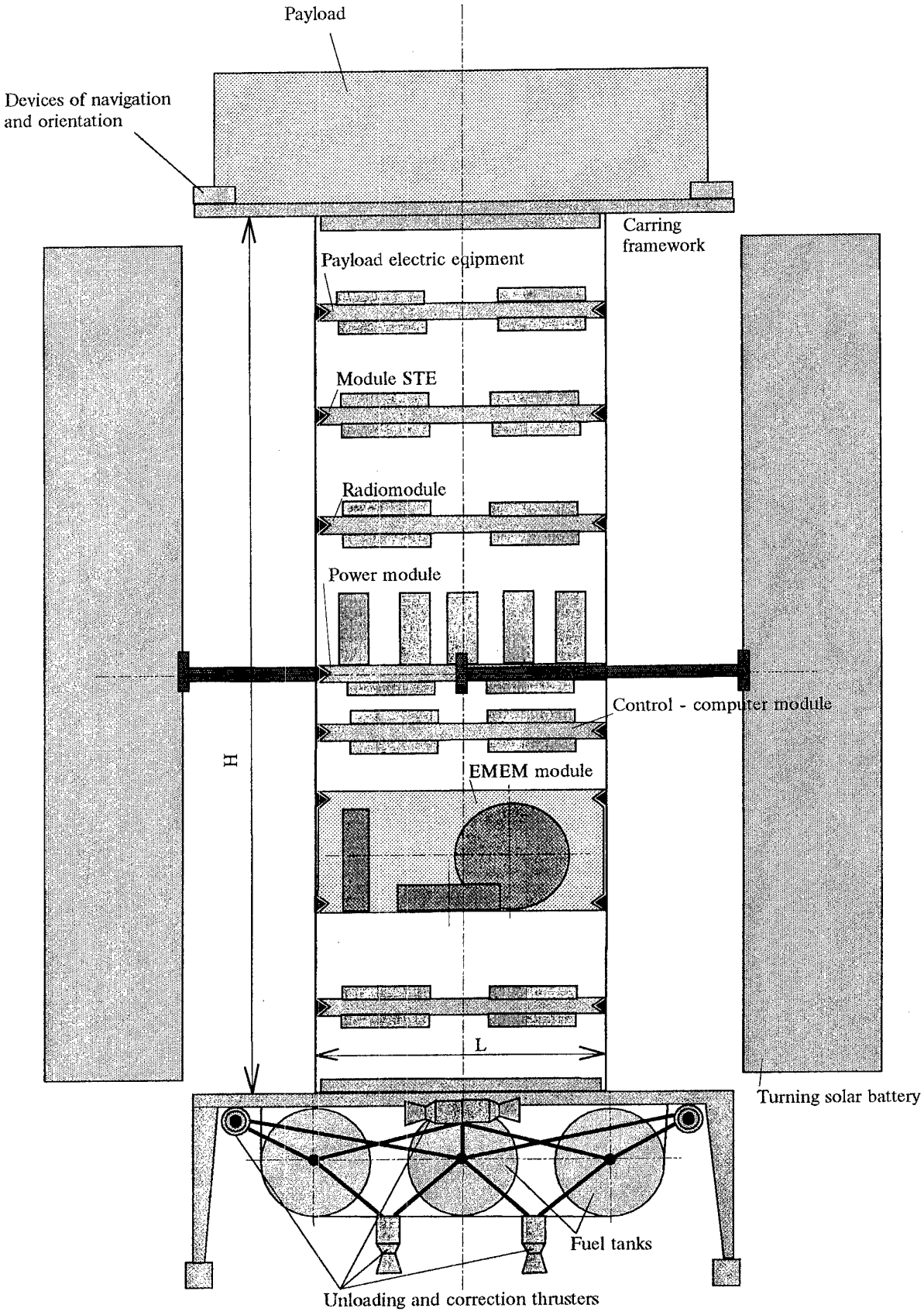


Fig.2 The basic circuit of configuration USSP

characteristics of elements of housekeeping modules USSP.

The autonomous modules USSP are supposed to be built on the basis of base for each class of elements. Used principles modul constraction, escalatings of structure and characteristics of a set of elements, code interaction allow to create a unified set USSP I - IV of classes by use at development SC of particular target purpose of base elements of other classes, making unified set of elements.

The requirements to these base elements USSP I - IV of a class were defined in view of the perspectiv requirements on mass perfection SC (relation of weight payload to weight SC). At the moment given parameter, as shows the analysis makes ≈30 % for near earthly SC and much less for interplanetary SC. In too time the analysis of a number of perspectiv development on small SC shows, that use of new technologies of creation of elements, them miniaturization allows to create SC with a parameter of mass factor in 50 % and more. Analysis of development of conducting domestic developers of space engineering shows[1] on a real opportunity at the moment creations of base elements USSP II - IV of classes, including on principles of escalating of structure and target characteristics (contral computer with escalating by structure, multiprocessor, astrogauges, number IRE, number ETE as SPT (stationary plasma thruster), radiocomplexes I - IV of classes and other).

Estimation of a possible level of the characteristics of base modules for each class USSP is submitted in table 1.

Table 1

	USSP-I		USSP-II		USSP-III		USSP-IV	
1	2	3	4	5	6	7	8	9
Modules	Weight (kg) Power, Wt	The other character istics	Weight (kg) Power, Wt	The other character istics	Weight (kg) Power, Wt)	The other character istics	Weight (kg) Power, Wt	The other character istics
Control computer	0,5÷0,6 2-5	f=5Mhz ROM = 192Kb DRAM= 192 Kb	3,5 10	3 - processo rs	10 15	SSR - 256Mbit т	≥10 15	With escalatin g of capacity SSR
The radio-module	1,5 10	P>1Wt, Vp≤100 Kb/sec	4-5 25	P>5Wt, Vp ≤1Mbit/s ec	25 50-265	P= 3-40Wt, Vp>100 Mbit/sec	35 50-265	computer

A Naumov

1	2	3	4	5	6	7	8	9
The module of engines: - for the unloading IRE on a basis hydrozine thrusters(HT), cold gas thruster; - correction and maneuvres on a basis ETE - SPT	2-3 10	Micro-engines on cold gas with specific impulse - 500 N sec / kg	5-10 20 5÷9 220	(HT) SPT-35 (1-2 SPT)	10-15 30 20-45 330	(HT) SPT-50	15-20 50 40-75 700	(HT) SPT-70
Modul EMEM	1,5-3,0 5	IRE	10 10	IRE 1Nmsec	12-25 10-100	IRE <15Nmsec	25-50 100÷200	IRE <20Nmsec
Navigating devices	1-2 5	Sun sensor (SUS), Microstarsensor (SS), Microgyros (fibro optic laser gyros and etc.)	7 10	SUS, 1-2 SS (≈ 2″) Microgyros	10 25	2 SS + microprocessor, SUS,gyros	10 25	

(P - capacity of the transmitter
Vp - Throughput of a radioline
SSR – solid state recorder)/

As creation SC of a class supermicro - SC (weight <10 kg) and micro - SC (weight <50 kg) on a basis USSP I follows from given tables 1 and II of a class in from the maximum configuration of modules in the nearest prospect is rather problematic. Really creation SC of the given classes on a basis USSP I and II of classes with a lowered level of a configuration of modules: use of rigid installation of panels of solar batteries, refusal from reaction wheels, unloading and correction thrusters with transition for near earthly SC for use magnetic torquers of system of orientation SC. Besides on the basis of base elements USSP I and II of classes construction SC of other classes using the considered technical decisions on unification USSP of

A Naumov

various classes is possible.

The basic peculiarities of designing SC on the basis of a considered type USSP can be illustrated by results researches[1] of possible technical shape of a series near earthly SC of scientific purpose for the decision of problems of researches of space beams, supervision with a high level of the sanction, research of large-scale atmospheric processes with use of one - two scientific devices, registration of harbingers of the destructive phenomena.

Range of the requirements to USSP on the part of the scientific equipment (SE) with reference to the listed above problems makes:

- On weight of the module of the scientific equipment – (30...350) kg;
- On a level of electrosupply SE – (50...500)Wt;
- On accuracy of angular orientation SC from $(5 ...10)^{11}$ up to 10^{0};
- On accuracy of orbital definition – (20...25) m;
- On accuracy of definition an angular rule SC – $(3...10)^{1}$.

By results of research[1] weight SC on a basis USSP will make:

- For research of sun-earthly communications and space beams (110...480) kg (940 kg at inclusion ET for orbital maneuvre);
- For operative supervision of the Earth with a high level of the sanction (170...265) kg;
- For research of atmospheric processes and registration of natural accidents – (190...300) kg.

The dimension and mass of a considered series SC provide an opportunity of their accommodation and start on required orbits with use rocet - carrier "Rocot". The circuit of accommodation of a series from eight SC on a basis USSP in structure of a payload is submitted on fig. 3.

The conclusion

Use of a unified number USSP I-IV of classes will allow:

- To develop wide scale various on weight and purpose SC at the limited nomenclature of base elements of service complexes USSP;
- To reduce terms of designing and improvement SC;
- To raise reliability SC at the expense of increase number of verified elements of service systems;
- To lower expenses on introduction of new more accomplished elements in structure of base elements USSP I-IV of classes for the account increase number created on a basis USSP weights SC.

To number of the most urgent problems of development of a unified number USSP it is necessary to attribute:

- Problem on creation of base elements USSV-I in the maximum configuration with rigid restrictions on weight and power at the expense of introduction of advanced technologies miniaturisation of space engineering;
- Problem on creation of the software of processes of designing, debugging USSP and SC with use PC.

The literature:

1. The technical offer " Design shape Earth satellite on the basis of small and mini-platforms for the decision of scientific and applied problems in near earthly space ", TSNIIMash, 1998r.

A Naumov

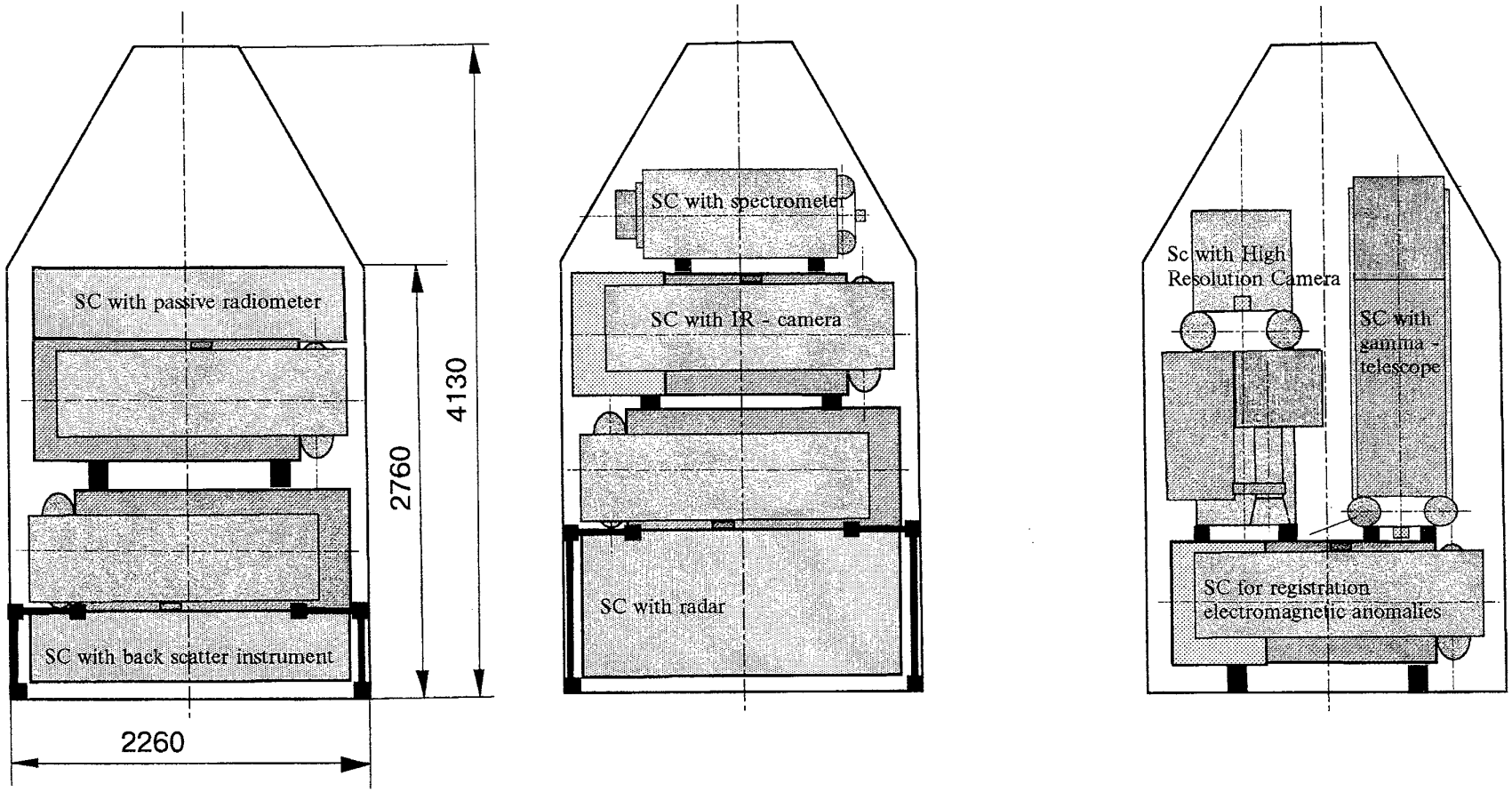


Fig.3 The circuit of accommodation of a series from eight SC on a basis USSP in structure of rocet-carrier "Rocot" payload.

Основы методологии управления риском для МКА

А.И.Рембеза, Ю.А.Соколов, В.А.Чалый-Прилуцкий

ЦНИИМаш
141070 г. Королёв, Московская область
ул. Пионерская, 4
Факс: (095) 513 54 20

Излагается методология (концепция и схема) управления риском на всех этапах жизненного цикла малых космических аппаратов (МКА). Рассмотрены следующие перспективные для МКА принципы и модели:

- принцип приемлемого риска (принципа ALARA);
- модель масс-оптимизации (ММО);
- модель минимизации суммарного риска (ММСР).

Изложены оригинальные результаты исследований авторов, которые проиллюстрированы на типовых примерах анализа особенностей создания и использования МКА с позиций управления риском.

Принцип ALARA

В настоящее время для решения различных задач, связанных с анализом риска в техносфере, наиболее широко используются **концепция нулевого риска** и **концепция приемлемого риска.**[5] Для обозначения этих концепций в последние годы все чаще стали использовать соответственно аббревиатуры (акронимы) **ALAPA** и **ALARA**, которые расшифровываются так:

ALA (P) RA = As Low As (Practically) Reasonably Achievable.

(Настолько низко, насколько это (фактически) приемлемо достижимо).

Поскольку риск на практике все равно не равен нулю, возникает необходимость определения допустимого уровня риска. Этот допустимый уровень можно трактовать как приемлемый ("разумный", рациональный и т.п.) уровень риска. При этом необходимо учитывать, что "итоговый" уровень риска является следствием большого количества разнообразных факторов, мера (степень) неопределенности которых распределена неравномерно по этапам жизненного цикла объектов техносферы.

Представляется целесообразным организовать процесс создания и использования МКА таким образом, чтобы возможности и "умения" парировать каждый "частный" риск (как составной элемент "итогового" риска) были по возможности распределены равномерно по всем этапам жизненного цикла МКА, т.е. это - своеобразный аналог реализации принципа "равнопрочности конструкции" при создании любой техники. Итак, применительно к МКА можно вести речь о некоторых вариантах задач оптимизации процесса создания и использования МКА с учетом различных факторов риска, т.е. вести речь о задачах управления риском. Если пользоваться западной терминологией, то можно говорить даже несколько шире, а именно о том, что сейчас именуется как "Risk Management".

Для эффективного решения задач такого рода необходимо разработать соответствующие методы анализа, оценки и управления риском, базирующиеся на прочном и достаточно универсальном научном фундаменте.

С позиций принципа ALARA нам представляется, что для исследования проблем риска, связанных с МКА, весьма перспективной является **Теоретико-Информационная Концепция Риска** (ТИКР)[5], которая с физической точки зрения основана на рассмотрении триады "информация - материя (вещество) - энергия". Один из возможных "разрезов" предложенной на основе ТИКР **Схемы управления риском** (СУР) показан на рис.1.

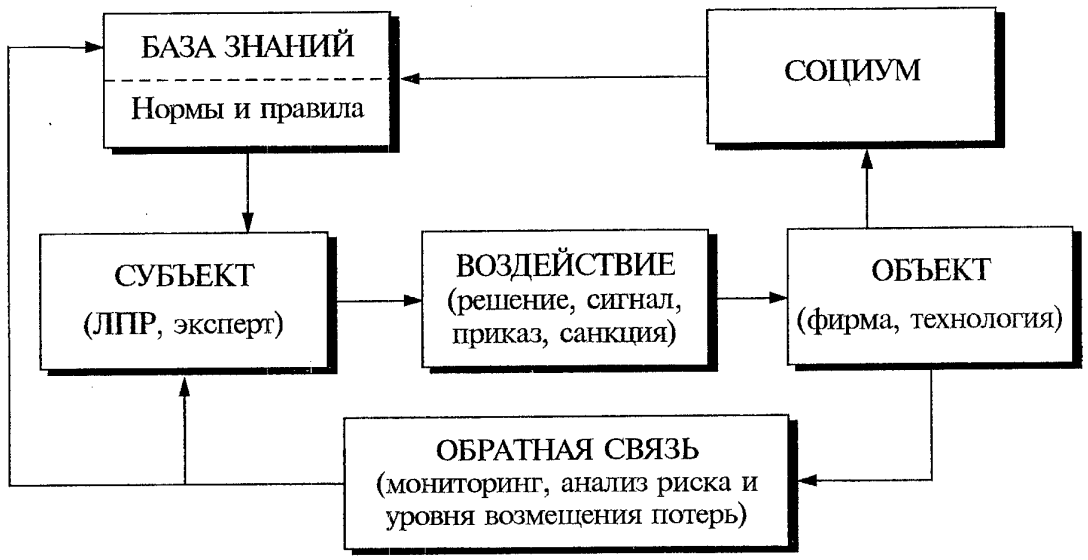


Рис. 1

Предложенные ТИКР и СУР хорошо вписываются в современную концепцию приемлемого риска (принцип ALARA), в определенной мере развивают и формализуют эту концепцию.

Схема управления риском состоит из следующих двух контуров:

а) долгосрочный ("стратегический", верхний) контур управления риском (ДКУР) (важнейшими элементами этого контура являются блок "База знаний" и входящий в него подблок "Нормы и Правила");

б) оперативный ("тактический", нижний) контур управления риском (ОКУР), важнейшими блоками которого являются блоки (механизмы):

- мониторинга (сбора и обработки информации);
- принятия решения (по критерию ценности информации);
- возмещения возможных потерь (в форме вариантов страхования и/или компенсации ущерба и др.).

"База знаний" как составная часть ДКУР является аналогом тех блоков, которые уже нашли широкое применение в системах искусственного интеллекта. Этот блок фактически является "памятью" СУР, которая может быть эффективно использована при создании МКА, а именно:

- "База знаний" (например, в компьютерном варианте) создается на основе накопленного опыта человечества (включая ракетно-космическую технику): основные понятия, свойства, закономерности, характеристики, зависимости, графики, таблицы, геометрическая интерпретация знаний, формализованные знания экспертов, статистика и другая информация;

- проводится систематизация и анализ существа международных, национальных и отраслевых конкурсов различных проектов, анализ требований и рекомендаций симпозиумов, конференций, семинаров и т.п., анализ заказов, заданий отдельных организаций и частных лиц; указанные задания, требования, рекомендации обрабатываются, систематизируются, формализуются и вводятся в компьютерную сеть;

- на основе использования методов и средств искусственного интеллекта проводятся генерирование и отбор новых технических решений, которые удовлетворяют определенным требованиям и ограничениям в части таких характеристик, как энергомассоемкость, коэффициент полезного действия, экологичность, надежность, безопасность, экономичность и т.д. с учетом требований реализуемости, права, морали и т.п.

Методологические основы управления риском в рамках СУР на этапе создания МКА заключаются в следующем[5].

При проведении работ по анализу вида, последствий (причин) и критичности отказов **(АВПКО,** Failure Mode, Effects and Criticality Analysis - FMECA) каждый вид отказа (неисправности, нештатной ситуации - НШС) для МКА ранжируется с учетом следующих двух составляющих критичности:

- вероятности (или частости) отказа;
- тяжести последствий отказа.

Результаты анализа рекомендуется представлять в виде специальных таблиц, содержащих перечни:

- систем (оборудования), агрегатов, узлов и т.д.;
- видов (типов) и причин возможных отказов;
- частоты, последствий, критичности отказов;
- средств обнаружения отказа, неисправности, НШС;
- рекомендаций по уменьшению опасности и др. (при необходимости).

В таблице АВПКО приведена типовая Матрица "вероятность - тяжесть последствий", в которой содержатся рекомендуемые показатели (индексы) уровня и критерии критичности по вероятности (величины - условные) и тяжести последствий отказа (неисправности, события, НШС).

В таблице "АВПКО" использованы следующие обозначения:

A - обязательны анализ риска и особые меры для снижения риска;

B - целесообразны анализ риска и меры для снижения риска;

C - желательны анализ риска и частные меры для снижения риска;

D - принятие дополнительных мер по снижению риска не требуется.

Таблица "АВПКО"

Матрица “вероятность - тяжесть последствий”

Ожидаемая частота возникновения (1/год)		Тяжесть последствий			
		Катастрофический отказ	Критический отказ	Некритический отказ	Отказ с очень малыми последствиями
Частый отказ	>1	A	A	A	C
Вероятный отказ	$1\text{-}10^{-2}$	A	A	B	C
Возможный отказ	$10^{-2}\text{-}10^{-4}$	A	B	B	C
Редкий отказ	$10^{-4}\text{-}10^{-6}$	A	B	C	D
Практически невероятный отказ	$<10^{-6}$	B	C	C	D

Риск-анализ для МКА по рекомендуемой схеме (включая АВПКО) следует проводить прежде всего по отношению к наиболее опасным НШС, которые могут затруднить выполнение поставленных перед МКА задач.

При анализе вероятности (Р) реализации (парирования) возможной НШС (или возможного события, варианта), можно использовать, например, качественную шкалу со следующими пятью уровнями Р для соответствующих НШС (5-й уровень - самая малая вероятность, 1-й - самая большая):

5: НШС практически невозможно предотвратить;

4: НШС практически невозможно парировать, но могут быть предусмотрены и использованы способы выхода из НШС;

3: НШС можно предотвратить, но требуются дополнительные мероприятия по разработке способов и/или средств парирования НШС;

2: НШС, как правило, предотвращается и парируется;

1: НШС успешно предотвращается.

Анализ степени тяжести возможных последствий (W) рекомендуется проводить, например, в соответствии с показанной ниже Таблицей “W”, где:

ТЕХ - технический аспект управления риском (“программатика” и др.);

П-Г - аспект соответствующего План-графика;

СТ - стоимостной аспект управления риском.

Элементы матрицы от А11 до А35 расшифровываются, например, так:

А11: минимальные проблемы или их нет совсем;

А12: умеренные изменения (мероприятия);

А13: заметные, но приемлемые изменения;

А14: существенные изменения;

А15: неприемлемые изменения, но существуют альтернативы;

А21: минимальные изменения или их нет совсем;

A22: требуются дополнительные действия, которые удовлетворяют необходимому сроку;

A23: срок отодвигается примерно на месяц;

A24: срок отодвигается гораздо больше, чем на месяц, или возникает опасность невыполнения работ в срок;

A25: практически невозможно реализовать в срок;

A31: стоимость практически не меняется;

A32: стоимость несколько возрастает (примерно до 5%);

A33: стоимость возрастает примерно на 10%;

A34: стоимость возрастает примерно на 20%;

A35: стоимость возрастает существенно больше 20%.

Таблица "W"

Аспекты анализа	Степень тяжести возможных последствий				
	1	2	3	4	5
ТЕХ	A11	A12	A13	A14	A15
П-Г	A21	A22	A23	A24	A25
СТ	A31	A32	A33	A34	A35

После проведенного комплексного анализа строится Матрица "P-W" (см. рис. "P-W", где по вертикали - P, по горизонтали - W), элементы которой соответствуют следующим рангам обобщенного (итогового) риска:

- — очень малый риск;
- — средний риск;
- — очень большой риск.

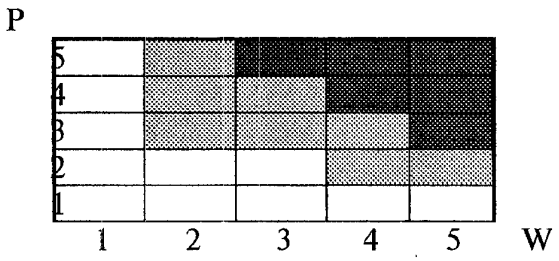


Рис. "P-W"

С точки зрения задач совместного функционирования ДКУР и ОКУР ниже рассмотрена модель масс-оптимизации (ММО), которая согласуется с идеями вероятностного проектирования и эпиоптимизации[1] для МКА.

Модель масс-оптимизации (ММО)

В процессе создания МКА большую помощь конструктору могут оказать определенные зависимости типа “риск-масса” (“надежность-масса”, “безопасность-масса” и т.п.) для различного вида систем, агрегатов, узлов (это - один из блоков “Базы знаний”).

Исследования показывают, что в некоторых случаях такие зависимости могут быть получены эмпирически путем систематизации и обобщения опыта создания изделий конкретного класса. В частности, можно отметить следующий результат: для высоконадежных конструкций некоторых типов изделий космической техники имеют место практически линейные зависимости массы (веса) конструкции от логарифма величины остаточного риска ("ненадежности" конструкции).

В результате систематизации и статистической обработки массово-габаритных, энергетических и других характеристик КА различного класса были получены эмпирические соотношения между массой КА и массами (относительными массами) конструкции и бортовых систем КА. В качестве примера в таблице "М" представлены итоги статистического анализа (значения относительных масс в процентах - %) для десяти типов КА, которые даны ниже под условными номерами от №1 до №10).

В таблице "М" использованы следующие условные обозначения:

К-я - конструкция;
СУД - система управления движением (включая двигатели);
СЭП - система энерго(электро)питания;
СУБК - система управления бортовым комплексом;
КРЭС - комплекс радиоэлектронных систем;
СОТР - система обеспечения теплового режима;
Др. - другие бортовые системы и оборудование;
Ср - средние значения долей масс (в процентах - %).

Таблица "М"

№ КА	К-я	СУД	СЭП	СУБК	КРЭС	СОТР	Др
1	23	21	18	17	12	4	5
2	18	23	19	15	14	5	6
3	21	20	21	14	11	7	6
4	35	18	10	16	12	4	5
5	41	13	12	11	13	6	4
6	36	15	13	12	11	9	4
7	34	14	14	15	10	8	5
8	37	15	13	12	11	6	6
9	35	16	14	11	10	8	6
10	32	17	11	13	9	11	7
Ср	31,2	17,2	14,5	13,6	11,3	6,8	5,4

Результаты проведенного эмпирико-статистического анализа позволили также определить регрессионные зависимости (относительной) массы КА соответствующего класса (типа) от других его характеристик, таких как:

- (относительные) массы конструкции и бортовых систем;
- (относительные) объемы различных отсеков;
- удельные плотности компоновки и др.

Такого рода зависимости могут быть использованы при создании МКА (с целью определения рационального облика и компоновки МКА).

Для справки укажем некоторые массово-габаритные характеристики российско-германского МКА "Инспектор", который был доставлен к ОК "Мир" с помощью транспортного грузового корабля (ТГК) "Прогресс М-

36" и выведен в космос 17.12.97 из транспортно-грузового контейнера ТГК (после отстыковки ТГК от ОК "Мир"):

72 кг - масса МКА "Инспектор";

56 х 93 см - габариты МКА в форме шестигранной призмы.

Помимо эмпирических зависимостей при создании МКА могут оказаться полезными методологические принципы и модели, позволяющие определять зависимости типа "риск-масса", решать задачи нормирования и оптимизации риска (надежности, безопасности, живучести и т.п.).

Для решения указанных задач нами разработана методология, в основу которой положена ТИКР при некоторых упрощающих предположениях - так называемая "модель масс-оптимизации" $(ММО)^2$, которая базируется на использовании принципов и формального аппарата статистической физики и термодинамики. Эта модель доведена до конкретных соотношений, которые могут использоваться на практике. Из ММО при определенных условиях вытекает, в частности, линейная зависимость массы изделия от логарифма остаточного риска (уровня "ненадежности", опасности и т.п.), т.е. результат, аналогичный тому, который получен эмпирически.

Разработанная физико-статистическая модель "риск-масса" (или ММО) позволяет целенаправленно стремиться к формированию "равнопрочного по надежности" ("равнораспределенного по риску") облика МКА.

Один из вариантов ММО можно пояснить следующим образом. Пусть:

$m = \sum_i m_i$ - масса изделия (МКА) в целом;

m_i - масса i-ой составной части (агрегата) изделия;

R_i - риск ("ненадежность") i-ой части изделия;

θ_{ik} - доля массы, передаваемой от i-ой к k-ой части изделия.

Пусть масса i-го агрегата условно разбита на j частей (j = 1, 2, ... , n). Предположим, что от i-го агрегата отнимается доля θ_{ik} внутренней массы и добавляется k-му агрегату. Поскольку θ_{ik} выражается в долях, то $|\theta_{ik}| < 1$, причем θ_{ik} считается положительным, если масса передается от i-го агрегата в k-ый, и отрицательным - в обратном случае.

Тогда для высоконадежных изделий алгоритм минимизации риска (максимизации надежности) определяется следующим выражением:

$$\{(m_j)^2/ \ln R_j\} \{R_j [- (1 + \Sigma_k \theta_{kj} (m_k /m_j))] - 1\} =$$

$$\{(m_i)^2/ \ln R_i\} \{R_i [- (1 + \Sigma_k \theta_{ki} (m_k /m_i))] - 1\}.$$

Таким образом, каждому набору внутренних масс агрегатов m_i, которые удовлетворяют соотношению $\sum_i m_i = m$, соответствует такая матрица $\|\theta_{ij}\|$, что при выполнении полученного условия надежность изделия максимальна.

Рассмотрим частный случай, когда изделие состоит из двух "последовательно соединенных" агрегатов примерно одинаковой массы $(m_1 \approx m_2)$, при этом $\theta_{12} = \theta = - \theta_{21}$.

Тогда условие оптимизации надежности изделия запишется в виде:

$$\ln R_1 \{R_2[- (1 + \theta)] - 1\} = \ln R_2 \{R_1[- (1 - \theta)] - 1\}.$$

Для близких значений R_1 и R_2 можно легко вычислить величину θ. Например: если $R_1 = 0{,}010$, $R_2 = 0{,}011$, то $\theta \approx 0{,}01$;

если $R_1 = 0{,}10$, $R_2 = 0{,}11$, то $\theta \approx 0{,}023$.

Таким образом, для оптимизации надежности изделия следует передать от m_1 к m_2 соответственно примерно 1% и 2,3% массы первого агрегата.

Разработанная ММО была использована нами для решения задачи рационального перераспределения масс двигательных установок (ДУ) МКА, который можно запускать с борта Международной космической станции (МКС) и который можно условно назвать как МКА-контроллер (такой МКА оборудован видео-аппаратурой для проведения контрольных наблюдений).

Физическая постановка указанной задачи и интерпретация результатов ее решения кратко состоят в следующем.

Необходимо провести анализ рационального перераспределения масс ДУ отдельных составных частей (блоков) МКА для облета МКС. При этом структура ДУ каждой составной части (СЧ) может допускать отказ одного или нескольких из двигателей. Перераспределение масс должно быть направлено на максимизацию надежности МКА. В процессе решения задачи были рассмотрены следующие варианты структур МКА и его схем полета.

МКА состоит из трех блоков. Сначала с борта МКС выводится 1-й блок (1-я СЧ МКА); затем выводятся совместно 2-й и 3-й блоки (2-я СЧ МКА). В дальнейшем происходит сборка на орбите составных частей. Если по каким-либо причинам сборка не удалась, то производятся повторные попытки путем использования запасных составных частей МКА.

Возможен также вариант параллельной сборки 2-х одинаковых МКА на орбите. В составе ДУ каждого блока допускается отказ одного двигателя (агрегата). После отказа двигателя время работы остальных двигателей несколько увеличивается (были рассмотрены варианты ДУ с числом двигателей соответственно 2, 3, 4).

В тех случаях, когда перераспределить массу практически сложно, использование ММО помогает определить, какие составные части наиболее целесообразно использовать для реализации способов и средств выхода из возможных нештатных ситуаций.

Рассмотрим результат решения задачи для частного случая МКА, который состоит из 2-х составных частей (СЧ): $СЧ_1$ состоит из одного блока ($БЛ_1$); $СЧ_2$ состоит из двух блоков - $БЛ_2$ и $БЛ_3$.

После доставки $СЧ_1$, а затем $СЧ_2$ в заданное место производится формирование МКА путем сборки СЧ (вероятность сборки условно полагалась равной единице). В случае неудачной доставки могут доставляться запасные СЧ. Каждый i-ый блок ($БЛ_i$, $i = 1, 2, 3$) включает n_i агрегатов, при этом любой $Бл_i$ остается работоспособным, если в нем происходит отказ не более одного агрегата. Предполагается, что величины надежности агрегатов известны (агрегаты одного блока предполагаются равнонадежными).

Решение такой частной задачи с помощью ММО (при определенных ограничениях) позволило, в частности, определить следующее:

- надежность 2-го и 3-го блоков МКА завышена (надежность 1-го блока занижена), т.е. выбранный способ обеспечения надежности неоптимален;

- если перераспределить массу (надежность) между блоками МКА затруднительно, то выход из возможных нештатных ситуаций (НШС) наиболее целесообразно организовать на основе 3-го блока.

Дополнительно отметим следующее. Если пользоваться терминологией на современном "языке" управления риском (Risk Management), то можно сказать, что рекомендация относительно использования возможностей выхода из НШС является конкретным примером способа ("инструмента") управления риском при практическом применении аппарата ММО.

Модель минимизации суммарного риска (ММСР)

По нашему мнению, для МКА весьма перспективным является использование модели (алгоритма) минимизации суммарного риска (ММСР) экспериментальной отработки (в частности, летных испытаний) и целевого применения МКА и его составных частей. Формальную постановку задачи такого рода можно кратко изложить следующим образом[3].

Допустим, что для произвольного МКА или его составной части ("изделия", или "И") рассматриваются следующие его характеристики:

z - число зачетных (или побочных летных) безотказных испытаний "И";

s - общее число целевых "И";

r - число резервных "И" в составе целевых "И" (т.е. $r \in s$);

p - "надежность" (вероятность безотказной работы) "И";

P_z - вероятность безотказного проведения всех зачетных испытаний;

P_s - вероятность успешного выполнения всех поставленных программой задач при целевом применении "И" (всей "цепочки" полетов);

R - "суммарный риск", т.е., в частности, вероятность такого события, когда зачетные испытания будут проведены успешно, а задачи, поставленные программой при целевом применении "И", не будут выполнены полностью (величину R можно также называть в дальнейшем просто "риском").

Тогда выражения для P_z, P_s, R можно записать в следущем виде:

$$P_z = p^z; \quad P_s = \sum_k C_s^k p^{(s-k)} (1-p)^k = \sum_k [s! / k! (s-k)!] p^{(s-k)} (1-p)^k;$$

$$R = p^z \{1 - \sum_k [s! / k! (s-k)!] p^{(s-k)} (1-p)^k\}, \qquad (I);$$

$(k = 0; 1; 2; ...; r)$.

Если варьировать значениями параметров z, s, r в выражении (I) для R, то можно определить такое "оптимальное" сочетание указанных параметров (т.е. "оптимальное" распределение числа "И" на зачетные, целевые и резервные), которое будет соответствовать минимальному значению R (R_{min}). Анализ зависимости (I) (R от p) показывает, что для любых реальных значений параметров z и s существуют такие значания $p = p_{opt}$, при которых достигается максимальное значение "риска" - R_{max}. Такое значение R_{max} можно условно принять в качестве "гарантированной" ("наихудшей") оценки для "риска" (поскольку фактическое значение R при данных z и s не может превысить значения R_{max} с уверенностью в 100 %, т.е. гарантированно).

Для частного случая отсутствия резерва для "И" значение $p = p_{opt}$ можно найти из соотношения $\partial R/\partial p = 0$, откуда $R_{max} = [z/(z + s)]^{z/s}[s/(z + s)]$.

Теперь рассмотрим общий случай. Обозначим через $s_м$ минимальное число целевых изделий ($s_м \le s$), которые должны выполнить целевые задачи, а через s (как и ранее) - число всех целевых "И".

Тогда максимальное число резервных целевых "И" составит $r = s - s_м$.

В этом случае определение значений p_{opt} и R_{max} аналитически (т.е. путем решения системы уравнений (I) и $\partial R/\partial p = 0$) практически невозможно, поскольку при $s_м \ge 2$ указанные уравнения приобретают трансцендентную форму, и явное их решение относительно R_{max} не существует. Поэтому приходится прибегать к численному (компьютерному) анализу.

Целью этого численного анализа в итоге должно стать определение такой совокупности значений параметров задачи, которые бы соответствовали минимальному значению "суммарного риска", т.е. - min R_{max}.

Проведенный численный анализ показал, что для "оптимальных" планов (стратегий), соответствующих min R_{max}, существуют следующие эмпирически найденные ("в первом приближении") зависимости (где - $n = z + s$):

$s_{opt} \approx 1/2\ (n + s_м - 1)$; $r_{opt} \approx 1/2\ (n - s_м - 1)$; $z_{opt} \approx 1/2\ (n - s_м + 1)$;

$z_{opt} + 1/2(s_м - 1) \approx r_{opt} + 1/2(s_м + 1) \approx s_{opt} - 1/2(s_м - 1) \approx n/2$.

Пример совокупности параметров $s_м$, n, s, z, r, R_{max} (в том числе min R_{max}) приведен для иллюстрации в Таблице "R".

Использование ММСР позволяет сделать следующий важный вывод: наличие даже одного резервного МКА ("И") при выполнении поставленных перед "группировкой" МКА задач существенно снижает риск выполнения целевой задачи (задачи одного полета), причем дает величину риска, которая в большинстве случаев близка к минимальному "суммарному риску".

Таблица "R"

$s_м$	n	s	z	r	R_{max}
2	5	2	3	0	0,1859
		3	2	1	0,1287 $\Rightarrow$ min
		4	1	2	0,1975
	7	2	5	0	0,1232
		3	4	1	0,0519
		4	3	2	0,0402 $\Rightarrow$ min
		5	2	3	0,0539
		6	1	4	0,1339
	10	2	8	0	0,0813
		3	7	1	0,0219
		4	6	2	0,0098
		5	5	3	0,0068 $\Rightarrow$ min
		6	4	4	0,0069
		7	3	5	0,0102

		8	2	6	0,0233
		9	1	7	0,0905
5	8	5	3	0	0,3470
		6	2	1	0,2884 $\Rightarrow$ min
		7	1	2	0,3869
	10	5	5	0	0,2564
		6	4	1	0,1476
		7	3	2	0,1286 $\Rightarrow$ min
		8	2	3	0,1602
		9	1	4	0,2941
10	13	10	3	0	0,4955
		11	2	1	0,4517 $\Rightarrow$ min
		12	1	2	0,5541
	15	10	5	0	0,4328
		11	4	1	0,3484 $\Rightarrow$ min
		12	3	2	0,3668
		13	2	3	0,5021

Таким образом, предлагаемая авторами методология управления риском может эффективно использоваться в процессе создания и применения МКА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Плетнев И.Л., Рембеза А.И., Соколов Ю.А., Чалый-Прилуцкий В.А. Надежность и эффективность сложных систем. Информация, оптимальность, принятие решений. М., "Машиностроение", 1977.

2. Чалый-Прилуцкий В.А. Нетрадиционные физические аспекты безопасности. Монография, Изд. СИНТЭК, Москва, 1992.

3. Чалый-Прилуцкий В.А. Риск и космос. Монография из 5-ти книг. Изд. СИНТЭК, Москва, 1996.

4. Грибанов В.Ф., Рембеза А.И., Соколов Ю.А., Чалый-Прилуцкий В.А. Становление и развитие направления исследования и обеспечения надежности ракетно-космической техники.
В журнале "Космонавтика и ракетостроение", № 7, 1997.

5. Чалый-Прилуцкий В.А. Методы анализа и управления риском в космической деятельности. ЦНТИ РКА "ПОИСК", М., 1997.

The Risk Assessment and Management for Small Satellite Technology and/or Missions (SSTM)

A.I.Rembeza, Yu.A.Sokolov, V.A.Chalyi-Priloutskii

TSNIIMASH
141070, Korolev, Moscow Region, Russia
Pioneer Street, 4
The fax: (095) 513 54 20

Here the methodology (concept and scheme) of the risk assessment and management at all stages of life cycle of small satellite is stated, the following perspective for small satellite technology and/or missions (SSTM) principles and models are considered:

- Principle of reasonable (acceptable) risk (Principle ALARA);
- Model of Masses-Optimizations (MMO);
- Model of Total Risk Minimization (MTRM).

The original outcomes of researches of the authors are stated and they are illustrated with the typical examples of the Risk Assessment and Management for SSTM.

Principle ALARA

Today for a solution of various problems connected with the analysis of technology risk, the concept of zero risk and the concept reasonable (acceptable) risk are widely used. Lately for a label of these concepts the last years abbreviations ALAPA and ALARA, accordingly, are more often used and are interpretated as:

ALA (P) RA = As Low As (Practically) Reasonably Achievable.

As the risk in practice is not equal to zero, there is a necessity of determination of an allowable risk level. This allowable level can be treated as a reasonable (acceptable, rational etc.) risk level. It is necessary to take into account, that the "final " risk level is a result of a plenty of the diverse factors, of which the measure (degree) of indeterminacy is distributed irregulary among the stages of life cycle of technical objects.

It is useful to organize the process of creation and use of small satellite (SS) (small satellite technology &/or missions - SSTM) so that possibilities and "skills" to parry each "private" risk (as a component of the "final" risk) were whenever possible distributed evenly uniformly among the all stages of life cycle SS. This is, in fact, the analog of a principle "equally-reliable construction " for want of creation of any engineering. So, with reference to SSTM, it is possible to speak about problems of the risk assessment.

For the effective solving of this kind of problems it is necessary to develop the appropriate methods of the risk asssessment (analysis, evaluation) and risk management basing upon the strong and rather universal scientific foundation.

From the vew of a principle ALARA we think, that for a research of problems of risk connected with SSTM the Theory-Information Concept of Risk (TICR) is rather perspective. From a physical point of view it is based on a triad "an information - substance (material) - energy ". One of the possible "slits" offered on the base of TICR (of the Control Risk Circuit - CRC) is shown on picture 1. Offered TICR and CRC are well entered into the modern concept of reasonable risk (principle ALARA), they develop and formalize this concept.

The Control Risk Circuit (CRC) consists of the following two outlines:

1) Long-term ("strategic", upper) outline of risk management (LORM) (major elements of this outline are the block "a Knowledge Base" and the subblock - "the Norms and Rules");

2) Operating ("tactical", lower) outline of risk management (OORM), the major blocks ("mechanisms") are:

- Monitoring (tax and information processing);
- Decision-making (on a criterion of an information value);
- Reimbursement of possible losses.

"Knowledge Base" as the constituent LORM is analog of those blocks, which already have found broad application in systems of an artificial intelligence. This block actually is "memory" CRC, which can be effectively used for want of creation SSTM.

The methodological foundations of risk management consisting in the CRC frameworks at a stage of the SS creation are following[5].

For want of realizations of FMECA (Failure Mode, Effects and Criticality Analysis) each failure mode (malfunction, of-nominal situation - ONS) for SSTM should be conducted with allowance for the following two components of criticality:

- Probability (or frequency) of failure;
- "Weight" of failure consequences.

The risk-analysis (the risk assessment) for SSTM under the recommended circuit (scheme) (switching on FMECA) should be conducted first of all in relation to the most dangerous ONS, which can hamper the fulfilment of delivered before SSTM problems.

The elements of the Matrix "P-W" (see fig. " P-W " is created, where on a vertical - P, on a horizontal - W) correspond to following ranks generalized (final) risk: Very small risk; Average risk; Very large risk (according to the comprehensive analysis).

Model of Masses-Optimizations (MMO)

From the point of view of problems of LORM and OORM joint operation a Model of Masses-Optimizations (MMO) is considered below. It agrees with ideas of probability designing and Epi-Optimization[1] for SSTM.

During the SS creation a good help to the designer can give certain dependences like "risk - mass" ("reliability - mass", "safety - mass" etc.) for the various kind of systems, aggregates, knots (it is one of the "Knowledge Base" blocks). The researches show, that in some cases such the dependences can be obtained empirically by systematization and generalization of experience of the items of a certain class creation. Particulary it is possible to mark the following outcome: for highly reliable constructions of some types of items of a space technology practically the linear dependences of a mass (weight) of a construction on logs of magnitude of residual risk ("unreliability" of a construction) take place.

As a result of systematization and statistical processing of mass-dimensional, power and other performances space vehicle of a various class the empirical parities between a mass space vehicle and masses (relative masses) construction and onboard systems space vehicle were obtained. As an example in the table "M" the totals of a statistical analysis (significance of relative masses in percentage - %) for ten types space vehicle are represented. They are given below with the numbers from N1 up to N10).

The outcomes of the empiric-statistical analysis help us also to define statistics of dependence of a space vehicle mass of an appropriate class (type) from its other data, such as:

- (Relative) construction and onboard systems masses;
- (Relative) volumes of various compartments (baies);
- Specific arrangement densenesses etc.

Such dependences can be used for want of creation SS (with the purpose of determination of rational appearance and SS arrangement).

For help we give some mass-dimensional data of the Russian-German SS "Inspector" (RSC-Energia and Dasa):

72 kg - the SS "Inspector" mass;

56 x 93 sm - dimensions of the SS in the form of a prism.

At first a prototype has been developed to demonstrate the feasibility and benefits of such new type of spacecraft. This demonstration was performed together with the Mir station and a Progress carrier. The Mir-Inspector was developed under a RSC-Energia-Dasa joint venture and launched from the Baikonur cosmodrome to aboard the Progress M-36 on 5 October 1997. It docked successfully to Mir on 8 October 1997. The flight demonstration was on 17-18 December 1997 after undocking of the Progress from Mir. The 72 kg Inspector space vechicle was remotely controlled via the Monitoring and Control Station (MCS) installed in the Mir core module.

Becides empirical assotiations for want of creation SS there can be useful methodological principles and models permitting to determine the dependences of a type "risk - mass", to decide problems of a normalization and optimization of risk (reliability, safety, survival etc.). For a solution of the indicated problems we develop the methodology, the "model of masses - optimizations" $(MMO)^2$, which has the basis $TICR^3$, for want of some simplifying suppositions, which is basing on the use of principles and formal means of statistical physics and thermodynamics. This model is lead up to concrete parities, which can be used in practice. From MMO under certain conditions follows, in particular, the linear dependence of a mass of an item on logs of residual risk (level of "unreliability"), i.e. the outcome similar to a volume, which is obtained empirically. The developed physics-statistical model "risk - mass" (or MMO) allows purposefully to be aimed to shaping of an "equally-reliable" ("uniformly distributed on risk") SS and SSTM appearance.

The developed by us MMO was used for a solution of a problem of rational masses redistribution of the SS propulsion, which is possible is to be launched from a side (board) of an International Space Station (ISS) and which is possible conditionally to be named a SS-controller (such a SS is equipped with a video equipment for realization of control observations).

In addition we shall mark the following. If to use the "language" of Risk Management, it is possible to say, that the recommendations concerning the use of possibilities of withdrawal from of-nominal situatins (ONS) are the examples of a method ("tool") of Risk Management for want of practical using of the MMO algorithm.

Model of Total Risk Minimization (MTRM)

According to our oppinion, it is rather perspective for the SSTM to use a model (algorithm) of minimization of total risk (MTRM) of experimental improvement (in particular, flight tests) and target SS and its parts application.

It is possible to state briefly the formal statement of such a problem as following[3].

Let's assume for any SS or a part of it ("items", or "I") the following data:

z - the Number of the failure-free flight tests "I";

s - the Total number of the target "I";

r - the Number of reserve "I" in structure of target "I" (i.e. $r \in s$);

p - "Reliability" (probability of non-failure) "I";

Pz - probability of failure-free realization of all "test" tests;

Ps - probability of successful fulfilment of all problems, delivered by the program, for want of target "I" application (all " a line-up " of flights);

R - " Total risk ", i.e., in particular, probability of such an event, when the "test" tests will be conducted successfully, and the problems delivered by the program for want of target "I" application, will not be solved completely (the magnitude R can be also named lower simply " as risk ").

So the expressions for Pz, Ps, R can be fixed as following:

$Pz = p^z$; $Ps = \sum_k C_s^k \; p^{(s-k)} (1-p)^k = \sum_k [s! / k! (s-k)!] \; p^{(s-k)} \; (1-p)^k$;

$R = p^z \{1 - \sum_k [s! / k! (s-k)!] \; p^{(s-k)} \; (1-p)^k \}$, $(k = 0; 1; 2;...; r)$. (I)

If to vary the significances of parameters z, s, r for R in (I), it is possible to determine such "optimum" combination of the indicated parameters (z, s, r), which will correspond to a minimum significance min R_{max} .

The numerical analysis shows, that there exist the following empirically found ("as a first approximation") dependence (where - $n = z + s$; $s_m = \min s$) for the "optimum" plans (strategies) appropriate min R_{max}:

$s_{opt} \approx 1/2 (n + s_m - 1)$; $r_{opt} \approx 1/2 (n - s_m - 1)$; $z_{opt} \approx 1/2 (n - s_m + 1)$;

$z_{opt} + 1/2 (s_m - 1) \approx r_{opt} + 1/2 (s_m + 1) \approx s_{opt} - 1/2 (s_m - 1) \approx n/2$.

The example of a sum of parameters s_m , n, s, z, r, R_{max} (including min R_{max}) is given for the help in the Table "R".

The use of MTRM allows to make the following important conclusion: the availability even essentially reduces one reserve SS ("I") for want of fulfilment delivered before "by a grouping" SS of problems risk of fulfilment of a target problem, and gives magnitude of risk, which in most cases is close to minimum " to total risk ".

Thus, the methodology of the Risk Assessment and Management, offered by the authors, can effectively be used during the SS (SSTM) creation and application.

SOURCES (LITERATURE)

1. I.L.Pletnjev, A.I.Rembeza, Yu.A.Sokolov, V.A.Chalyi-Priloutskii.
Efficiency and reliability of complicated systems. An information, optimality, decision making. M., "Mashinostrojenie", 1977.

2. V.A.Chalyi-Priloutskii. Non-traditional physical Aspects of Safety.
The monography, NIUR, SINTEK, Moscow, 1992.

3. V.A.Chalyi-Priloutskii. Risk and Space.
Thè monography (from 5 of the books), NIUR, SINTEK, Moscow, 1996.

4. V.F.Gribanov, A.I.Rembeza, Yu.A.Sokolov, V.A.Chalyi-Priloutskii.
Becoming both development of a direction of a research and maintenance of reliability of space-rocket engineering. In the journal "Cosmonautics and Rocket Engineering", N7, 1997.

5. V.A.Chalyi-Priloutskii. Methods of the Risk Assessment and Management in space Activity. TSNTI RSA "POISK" ("SEARCH"), M., 1997.

О возможности переноса технологий пилотируемой космонавтики в области систем отображения информации в других областях

Ю.Тяпченко
СОКБ КТ НИИ АО
140160 г.Жуковский-2, Московская область
ул.Туполева, 18, тел: (248) 70696

В докладе рассматриваются возможные направления использования в других отраслях промышленности (ДО) результатов работы по системам отображения информации (СОИ) пилотируемых космических объектов (ПКО).

СОИ - это человеко-машинный интерфейс (ЧМИ) технической системы (ТС). ЧМИ состоит из двух интерфейсов: аппаратного (АИ) и эргономического (ЭИ).

ЭИ современных СОИ обеспечивается программным обеспечением компьютеризированной системы (КДС), средствами представления информации в световой, звуковой, речевой, тактильной и иных формах (СПИ), органами управления (ОУ), компоновкой СПИ и ОУ на панелях пультов.

АИ - это устройства сопряжения СПИ и ОУ с объектом управления (устройства ввода-вывода-УВВ), вычислительными средствами (ВС), устройствами преобразования информации (УПИ).

В соответствии с этим возможны несколько направлений поиска объектов для применения в ДОП. Это: организационно-технические методы (ОТМ) создания СОИ, средства АИ, средства ЭИ, принципы и методы построения КДС ЭИ, принципы и методы структурной организации СПИ и ОУ на панелях пультов.

Показано, что по части направлений в отечественной пилотируемой космонавтике имеются достижения мирового уровня. Приводятся примеры их применения в энергетике.

Введение

Совершенно очевидно, что космонавтика базируется на новых технологиях. Новые технологии требуют значительных вкладов, поэтому, финансируя отрасль, в которой они начинают применяться, инвестор вправе рассчитывать на возраст вложенных средств в виде прямых результатов космической деятельности, или в виде доходов от внедрения новых технологий в других отраслях промышленности (ДОП) или при производстве товаров народного потребления (ТНП).

СОИ, как человеко-машинный интерфейс (ЧМИ), является одной из наиболее специфических составных частей системы управления (СУ) большой системы (БС), в том числе пилотируемого космического объекта (ПКО). СОИ - это система обеспечения деятельности операторов БС.

Современные СОИ - сложная часть радиоэлектронной бортовой аппаратуры (РЭА), при создании которой используются разнообразные технологии.

Конструктивно СОИ представляют собой пульты управления (ПУ), приборные доски (ПД), щитки (щиты) управления (ЩУ). В состав СОИ входят средства представления информации (СПИ), органы управления (ОУ), устройства ввода

вывода информации (УВВ), устройства преобразования информации (УПИ), вычислительные средства (ВС), источники питания и другие типы РЭА.

Как ЧМИ, СОИ состоит из двух интерфейсов:

- аппаратный интерфейс (АИ) и
- эргономический интерфейс (ЭИ).

АИ - это "железо" или тело системы, в состав которого входят устройства сопряжения СПИ и ОУ с объектом управления (устройства ввода-вывода - УВВ), вычислительные средства (ВС), устройства преобразования информации (УПИ), СПИ, как средства РЭА, каркасы пультов и приборных досок и средства механической защиты от воздействия вибраций и ударов (амортизаторы).

СПИ – одна из основных частей тела СОИ. Основными средствами СПИ являются МФИ - многофункциональные экранные индикаторы, светосигнальные табло, звуковые и речевые синтезаторы и устройства, факсимильные и телеграфные аппараты.

Органы управления (ОУ) – другая часть тела СОИ. К ОУ относятся тумблеры, кнопки и кнопочные переключатели, галетные переключатели, рычаги и др.

ЭИ - это компьютеризированная диалоговая система (КДС), информация в световой, звуковой, речевой и других формах, размеры, форма и цвет органов управления и отображения, компоновка средств на панелях пультов и приборных досок, цвет и свет всех элементов рабочего места оператора, другие элементы дизайна и эргономики.

Информационное (ИО) и соответствующее ему программное обеспечение (ПО) КДС – «душа» СОИ, интеллектуальная часть ЭИ. Современные КДС – это графические, звуковые или речевые системы обработки и представления информации. В них входят электронные системы поддержки операторов (СПО - электронные инструкторы, электронные библиотеки, экспертные системы и т.д.).

Особенность СОИ состоит в том, что та ее часть, которая обращена к человеку, должна соответствовать требованиям человеческого фактора, а часть, обращенная к объекту и его системам, – требованиям, предъявляемым к РЭА объекта назначения. Такая двойственность приводит к необходимости учета большого количества факторов. Эта же двойственность делает СПИ одними из дорогостоящих средств РЭА. По уровню развития таких средств можно оценивать уровень развития того или иного общества, давать оценку отношения государства к человеку.

ЧМИ присутствует в любой технической системе (ТС). Средства представления информации и органы управления являются основой аудио и видео техники, персональных ЭВМ, современной бытовой техники, игровых автоматов и т.д. Это создает благоприятные предпосылки для решения проблемы возврата вложенных средств или для оценки влияния космонавтики на развитие аналогичных средств в ДОП и ТНП.

В сооветствии со сказанным задача оценки возможности переноса космических технологий в области СОИ в другие отрасли является актуальной.

Основные результаты работ по СОИ, полученные, в рамках пилотируемой космонавтики

В истории пилотируемой космонавтики выделяется пять поколений СОИ, ко-

торые отличаются уровнем сжатия команд-информации и методами представления информации:

1. СОИ ПКА Восток, Восход.
2. СОИ экспериментального корабля 3КВ №6.
3. СОИ кораблей Союз, станций Салют, Алмаз.
4. СОИ станций МИР и ВКС Буран.
5. СОИ модернизируемого корабля Союз-ТМА и МКС "Альфа".

Особенности каждого поколения систем представлены в 1998г. в докладе автора на 25-х юбилейных общественно-научных чтениях, посвященных памяти Ю.А. Гагарина и здесь не рассматриваются.

К основным достижениям в области СОИ, которые были получены впервые в мировой практике, относятся:

- Организация работ по созданию СОИ, или организационно-технические методы проведения работ по СОИ.
- Создание уникальных бортовых средств отображения информации. Так, впервые в мировой практике были созданы и применены средства отображения на основе вакуумных электроннолучевых трубок, светодиодов, жидкокристаллических цифровых индикаторов, дискретных и матричных электролюминесцентных, катодлюминесцентных, плазменных индикаторов и мониторов, многошкальных и двухкоординатных приборов со световым отсчетом и др.
- Создание впервые в мировой практике бортовых компактных ручек управления движением летательного аппарата, кнопочных органов управления и применение их на летательных аппаратах, в том числе в СОИ ПКО.
- Создание впервые в России бортовой электроннооптической информационно-поисковой (ИПС) и применение ее на станции Салют 3.
- Создание впервые в мировой практике дисплейных систем с использованием видеоконтрольных устройств телевизионного типа в СОИ кораблей Союз-7к (ВНИИ телевидения г. С/П, НИИР НПО "Фазотрон" г. Москва, СОКБ ЛИИ г. Жуковский), в СОИ станций Салют комплекса Алмаз (СОКБ ЛИИ г. Жуковский) и в СОИ станции МИР с использованием газоразрядных матричных мониторов (НПО "Элас" г. Зеленоград, НИИ ГРП г. Рязань) и использование их в качестве основных средств обеспечения деятельности операторов больших систем при управлении движением объекта и обслуживании бортового комплекса.
- Разработка методов программно-временного управления бортовыми системами и разработка на этой основе принципов построения диалоговой системы электронных СОИ больших систем.

К безусловным достижениям космонавтики следует отнести создание легких сварных и клепаных конструкций пультов и приборных досок и средств защиты от механических воздействий.

Можно утверждать, что в области СОИ сложных объектов советская пилотируемая космонавтика способствовала выходу России в этой области на мировой уровень.

Высокий уровень работ по СОИ подтверждается наличием большого количе-

ства изобретений, многими наградами ведущих специалистов по СОИ и признанием во всем мире эргономики, как одного из ведущих научных направлений конца 20-го века и начала 21-го.

Выбор объектов для применения в ДОП и ТНП

Вышеуказанное представление и достижения в области СОИ позволяют рассматривать следующие объекты для применения в ДОП и ТНП.

1. Организационно-технические методы (ОТМ) создания аппаратной и программной частей СОИ.
2. Средства аппаратного интерфейса (АИ) СОИ.
3. Средства эргономического интерфейса (ЭИ) СОИ.
4. Методы представления информации и организации взаимодействия человека и машины.
5. Принципы и методы структурной организации СПИ на панелях пультов и приборных досок.

Оценка возможности использования достижений космонавтики в ДОП и ТНП

Организация работ по созданию СОИ.

Вышеуказанные достижения стали возможными благодаря принятой в российской пилотируемой космонавтике схеме организации работ по СОИ. Эта схема была одобрена ЦК КПСС и Советом министров СССР, поддержана АН СССР, министерствами военно-промышленного комплекса (ВПК), РКК "Энергия" им. С.П. Королева, ФНПЦ «НПО машиностроения» г. Реутов, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и рядом самолетных ОКБ.

В основу предложенной схемы была положена концепция, в соответствии с которой создание высокоэффективной СОИ, отвечающей требованиям космонавтики при ограничениях на материальные и финансовые ресурсы, возможно при условиях, что

а) СОИ – это составная часть единой иерархической системы управления объектом, на верхнем уровне которой находится человек и

б) СОИ – это единая система обеспечения деятельности операторов.

Такой подход предполагает возложение ответственности за создание СОИ на одно предприятие и единство научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. В космонавтике эта функция была возложена СОКБ ЛИИ г.Жуковский.

Предложенный подход к СОИ позволил:

- создать специализированные подразделения и скоординировать их деятельность по созданию всех компонентов СОИ,
- научно обосновать эргономические и технические требования к СОИ и ее компонентам,
- создать моделирующие исследовательские стенды, которые затем стали основным средством начальной подготовки космонавтов,

- отработать технологию проектирования, изготовления, отработки и поставки СОИ, как единых интегрированных систем.

Принятая схема позволила создать СОИ для корабля Выход в течение одного года (от постановки задачи до поставки штатного комплекта). Столько же времени потребовалось для создания и отработки СОИ «Мирзам» для станции Салют и др. Основными организационно-техническими документами при создании космической техники являются положения по обеспечению качества ракетно-космической техники, ЕПСИ - единые планы создания изделий, КПЭО - комплексные планы экспериментальной отработки изделий и ПОНБ - планы (программы) обеспечения надежности и безопасности изделий.

Эффективность подхода к созданию СОИ, как к единой системе, была подтверждена опытом работы НИИАО при создании пилотажно-навигационных комплексов (ПНК) для самолетов ИЛ-96, ТУ-204, ИЛ-114 и совместно с одной из фирм США - для самолета БЕ-200. Моделирующие стенды отработки ПНК в НИИАО в последующем стали основными средствами подготовки экипажей новых самолетов.

Совместно с НПО АП г. Москва, ОКБ машиностроения г. Горький и предприятиями Минатома СССР схема работ, принятая в космонавтике, была предложена при создании автоматизированных систем управления (АСУ) технологическими процессами энергоблоков перспективных АЭС и при модернизации АСУ КлАЭС.

Эта схема может быть рекомендована для применения при создании СОИ АСУ ТЭЦ, ГЭС, различных объектов промышленного назначения.

Средства аппаратного интерфейса

Как было сказано выше, АИ - это тело системы, в состав которого входят УВВ, ВС, УПИ, СПИ, ОУ, как средства РЭА и каркасы пультов и амортизаторы.

Средства отображения визуальной информации.

Главными элементами современных СОИ больших систем являются их вычислительные системы (ВС) и многофункциональные средства отображения информации (МФСОИ или МФИ). Остальные средства РЭА СОИ являются зависимыми от ВС и МФИ.

Основой МФИ являются экранные индикаторы на основе электроннолучевых трубок (ЭЛТ), жидкокристаллических (ЖКИ), электролюминесцентных (ЭЛИ), газоразрядных (ГРИ) или плазменных и катодлюминесцентных (КЛИ) панелей.

Несмотря на отмеченные выше впечатляющие достижения российской космонавтики по бортовым средствам отображения информации, практически ни одно из них не нашло своего применения и развития в России и других странах СНГ. Основная причина этому отрыв космических технологий от уровня производств ТНП, их высокая стоимость и соответственно большие затраты на организацию массового производства. Эта ниша быстро была занята зарубежными странами. Конкурентоспособными остаются технологии катодлюминесцентных и плазменных индикаторов. Но для организации массового производства экранов на их основе требуются значительные инвестиции.

Выбор видеомониторов СОИ зависит не только от их физической основы, но

и от способа формирования изображения. Здесь мы выделяем три класса видеомониторов: видеомониторы телевизионного типа (ТВ-мониторы, ТВ-приемники), специализированные видеомониторы с функциональным методом формирования изображения на экране и видеомониторы типа VGA, SVGA с аналоговыми и цифровыми входами.

Основным достижением космонавтики явилось использование ТВ-мониторов для отображения разнообразной информации и совмещение ее с ТВ-информацией. Это достижение позволяло создавать в течение многих лет высокоэффективные СОИ и решать задачи, которые другим методам были недоступны.

В настоящее время встал вопрос: развивать ТВ-мониторы и на них отображать дисплейную информацию или использовать те матричные мониторы, которые используются в персональных компьютерах, и на них отображать ТВ-информацию и решать задачу ее совмещения с дисплейной.

Несмотря на неоспоримые достижения в рамках первого пути, здесь предлагается второй, т.е. решение задачи отображения ТВ-информации на мониторах персональных компьютеров.

Соответственно, СОКБ КТ НИИАО и ТОО «СОбИ Видеоскан» г. Москва предлагают в формате микро-РС бортовые и наземные устройства преобразования ТВ-информации, совмещение ее с дисплейной информацией и вывод совмещенной информации на VGA- видеомониторы.

Вычислительные системы СОИ.

В космонавтике, авиации, ядерной энергетике и других отраслях промышленности для решения задач СОИ создавались специализированные вычислители. Это приводило к параллелизму в работе, необоснованным затратам, невозможности широкого использования достижений одной отрасли в другой. В конце 80-х годов мы обосновали целесообразность перехода к использованию наземных технологий для решения задач отображения информации в системах специального назначения. В качестве базовой предложена концепция, ориентированная на создание вычислительных средств, аппаратно и программно совместимых со средствами IBM PC. Основываясь на этой концепции, создаются СОИ для модулей российского сегмента международной космической станции и корабля-спасателя Союз-ТМА. С учетом возможности использования наземного программного обеспечения для решения задач отображения, этот путь может оказаться оптимальным. В свою очередь наземные технологии будут обогащаться достижениями военно-ориентированных отраслей.

Таким образом, для уменьшения затрат на создание специализированных СОИ и создание условий для быстрго возврата средств, вложенных в военно-ориентированные отрасли предлагается отказаться от дорогостоящих специальных разработок и перейти к использованию наземных компьютерных и информационных технологий.

Средства световой сигнализации

Для систем сигнализации ПКА были созданы сигнализаторы на основе электролюминесценции (ЭЛИ). Этот тип сигнализаторов широко использовался в пультах всех отечественных ПКО, в том числе безотказно в течение более 13 лет на

станции МИР. ЭЛИ могли бы найти широкое применение в промышленности, но в России все работы в этом направлении прекращены, а восстановление их производства требует инвестиций. Для применения в промышленности целесообразно рассмотреть сигнализаторы на основе вакууумной или катодлюминесценции (ВЛИ), технология которой в России поддерживается на высоком уровне.

Органы управления.

Органы управления (ОУ) - это средства воздействия на объект управления и диалоговую систему. Это рукоятки управления движением, тумблеры, кнопки и кнопочные и галетные переключатели, рычаги и др.

Отечественная космонавтика оказала прямое влияние на переход в авиации и в робототехнических системах к компактным, так называемым боковым, ручкам управления движением самолетов, роботами и манипуляторами. Боковые ручки управления вместо штурвала впервые появились на корабле Восток. Как ни покажется странным, широкое применение в отечественной авиации боковых ручек началось после появления их на зарубежных самолетах. До этого они широко и эффективно применялись на вертолетах.

Современные ручки управления – это эргономически сложные устройства. И очевидно, сложность их будет непрерывно возрастать, поэтому для их развития требуются инвестиции, как в рамках космических программ, так и в рамках программ развития авиации и робототехники.

Кнопочные ОУ, вместо тумблеров и других типов ОУ, стали основным средством управления в авиации, СОИ промышленных объектов, компьютерной технике и др.

Средства эргономического интерфейса

ЭИ современных СОИ – это, прежде всего, компьютеризированная диалоговая система (КДС) обеспечения деятельности оператора большой системы и централизованная система аварийной и предупредительной световой, звуковой и речевой сигнализации (ЦСС).

Как было сказано выше, в качестве основного технического средства КДС предлагаются средства на основе ПК, аппаратно и программно совместимых с ПК типа IBM PC. Создание СОИ на основе подобного типа ПК ведется в рамках международной космической станции и для корабля-спасателя Союз-ТМА.

Работы по обоснованию принципов построения ЦСС ведутся многими научными коллективами во многих странах под различными наименованиями: электронные инструкторы (ЭИ), системы поддержки операторов (СПО), экспертные системы (ЭС) и др. Анализ задач и функций ЦСС показывает, что они могут быть реализованы на средствах, аналогичных средствам КДС.

Основой КДС ЭИ является информационное (ИО) и соответствующее ему программное обеспечение (ПО) КДС. ИО и ПО КДС – это интеллект СОИ, и он индивидуален для каждого типа объектов. Общими могут быть принципы построения диалогов и методы проектирования ИО и ПО.

СОКБ КТ НИИАО совместно с РКК "Энергия" в рамках программы МКС «Альфа» ведут работы по созданию ПО бортовой диалоговой системы. При этом перспективным направлением считается создание пользовательского интерфейса, который по эффективности не уступал бы интерфейсам Microsoft

Такая ориентация сделана потому, что доминирующими средствами стали персональные компьютеры с открытой архитектурой (аппаратный интерфейс) и пользовательские интерфейсы, принятые, например, в ОС Norton Commander, Windows и др. Достижения наземных технологий предлагается использовать при создании бортовых СОИ. Кроме космонавтики, в настоящее время к такому выбору склонны многие отечественные и зарубежные фирмы применительно к объектам различного назначения, в том числе в авиации. Совершенно очевидно, что результаты этой работы в последующем могут найти применение в других отраслях промышленности и на подвижных объектах различного назначения.

Методы представления информации и организации взаимодействия человека и машины.

В космонавтике были предложены принципиально новые подходы к построению СОИ, как человеко-машинного интерфейса (ЧМИ). Эти подходы основаны на следующих принципах:

- возможность программного представления целей и задач деятельности любой сложной системы;
- возможность представления в виде иерархического дерева любой сложной системы деятельности
- возможность программного представления целей и задач функционирования систем, подсистем, блоков и т.д. большой системы

Возможность программного представления любой заданной наперед цели является научной гипотезой, которая доказана советским ученым Г.В.Кореневым. Основываясь на этой гипотезе, мы говорим, что для достижения заданной цели необходимо разрабатывать программы, направленные на их достижение, и ограничения, накладываемые на программы. При этом число программ, направленных на достижение заданных целей, конечно.

Программа это последовательность исполняемых команд, в результате которых включаются (переключаются или выключаются) агрегаты, задаются уставки на отклонение осей двигателя, регулируется подача топлива и т. д. При отклонении параметров от заданных значений происходит переключение на другие программы.

При программном представлении целей и задач системы деятельности, в задачу операторов входит контроль исполнения программ и ограничений, выдача команд при их неисполнении в автоматическом режиме или переключение на другие программы при выходе за заданные ограничения

Рассмотрим некоторые примеры.

Автомобиль и автомобилист.

Автомобиль является средством передвижения или транспортирования груза. Водитель решает транспортную задачу, соблюдая правила дорожного движения и

обеспечивая меры безопасности. Ему необходима та информация, которая позволила бы прибыть из точки А в точку Б в заданное время и при заданных ограничениях. Таким образом, для достижения заданной цели необходимы данные о времени, маршруте передвижения с учетом ограничений на движение (одностороннее движение, ограничения по массе и скорости и др.) и информация об ограничениях на эксплуатацию автомобиля (остаточный запас горючего, температура двигателя, давление масла и др.). Исходя из изложенного, оптимальным было бы представление карты с оптимальным маршрутом движения, на котором указаны все ограничения на движение.

В качестве дополнительной для автомобилиста важна информация о наличии заторов на пути следования и подсказка возможных путей объезда заторов. Эту функцию уже частично решает, например, М-радио в Москве, которое, таким образом является элементом системы поддержки автомобилистов. Несложно представить себе дальнейшее развитие информационной системы поддержки автомобилистов. Это спутниковая навигационная система, информационная вычислительная сеть с передачей информации о состоянии дорог по различным направлениям, изменениям на трассах и рекомендаций и других данных непосредственно на компьютеры автомобиля.

При возникновении нештатных ситуаций задача водителя меняется. Например, топливо на исходе. Главной целью становится дозаправка. Следовательно, водитель переключается на новую программу - программу поиска заправочной станции и заправки. Выбор заправочной должен осуществляться с учетом оставшегося запаса топлива, расстояния до заправочной, стоимости и т.д.

При возникновении критических ситуаций, после которых эксплуатация автомобиля становится опасной вновь, меняется программа действий водителя: Он переходит к задаче обслуживания автомобиля. Решает он эту задачу сам или с помощью сервисной службы принципиального значения не имеет, так как в обоих случаях необходимо найти неисправность и затем ее устранить, а для этого необходима новая программа - программа поиска неисправности и ее устранения. Если для устранения неисправности требуются запчасти, неплохо бы иметь информацию о наличии ЗИП в ближайшем сервисном центре или магазине, ее стоимости. Таким образом и здесь мы приходим к необходимости создания единой информационной сети, единой базы данных для создания системы поддержки водителя.

Самолет

Задача летчика доставить пассажиров из пункта А в пункт Б. Он должен управлять процессом: ввести необходимые навигационные данные, включить необходимые агрегаты, двигатели, вырулить на полосу, разогнать самолет, взлететь, выйти на заданный маршрут, осуществить полет по заданному маршруту с соблюдением правил воздушного движения, войти в зону аэродрома, осуществить посадку и т.д. При возникновении опасной ситуации его задача спасти любой ценой пассажиров и не нанести непоправимого ущерба людям на земле. Поэтому важным требованием к СОИ самолета, как и автомобиля и любой другой системы, является оповещение экипажа о наступлении критических ситуаций формирование программ выхода из этих ситуаций. Это и есть функция СПО, которая при данном подходе является неотъемлемой частью человеко-машинного интерфейса (ЧМИ).

Космический корабль.

С точки зрения управления цель полета - доставка экипажа на станцию и по окончании работ - возврат его на землю.

Полет корабля состоит из ряда последовательных этапов. В задачу космонавтов входит ввод начальных данных для каждого из этапов, запуск соответствующих программ и контроль их исполнения, контроль расхода ресурсов корабля, при необходимости контроль и управление режимами работы бортовых систем, ведение связи с землей и др.

Основываясь на вышеуказанном подходе к построению ЧМИ, СОКБ КТ совместно с РКК "Энергия" впервые в мировой практике приступили к созданию одноэкранных диалоговых СОИ для модернизируемого корабля Союз-ТМА и ручного контура управления бортовыми системами российского сегмента МКС.

В настоящее время определены технология разработки информационного обеспечения СОИ, структура и состав главного и вспомогательных меню, основные форматы отображения, обоснована постоянно отображаемая часть информации и др.

Принципы и методы структурной организации СПИ на панелях пультов и приборных досок.

Одним из научных и практических достижений космонавтики является решение задачи синтеза компактных СОИ больших систем (БС). До космонавтики СОИ БС создавались на основе параллельных способов представления и ввода информации. СОИ, построенные подобным образом, например, на блочных щитах объектов энергетики занимают несколько десятков квадратных метров. Громоздкостью отличались СОИ самолетов.

В рамках космических пилотируемых программ были решены основные проблемы синтеза компактных СОИ. На этой основе были созданы все отечественные системы ручного контура управленя, в том числе комплекса Алмаз, станций Салют и МИР, ВКС Буран. Общий вид обобщенной панели интегрированного пульта СОИ приведен в ряде работ, в том числе в работе [1]

Основываясь на вышепредставленной концепции синтеза современных компьютеризированных СОИ, нами совместно с НПЦ автоматики и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина, ОКБ машиностроения г. Нижний Новгород были предложены интегрированные СОИ АСУ объектов энергетики[2]. Для примера на рис.1 показана СОИ для цеха спецводоочистки одной из электростанций.

В 90-х годах синтезирована одноэкранная СОИ для модернизируемого корабля Союз-ТМА. Это принципиально новый результат. Его достижение стало возможным благодаря последним достижениям эргономики, электроники, компьютерной графики и новому подходу к организации человеко-машинного интерфейса. Внедрение полученных результатов в других отраслях промышленности может привести к большой экономии технических и программных средств и способствовать существенному повышению эффективности работов операторов и в целом безопасности больших систем деятельности.

Ю.Тяпченко

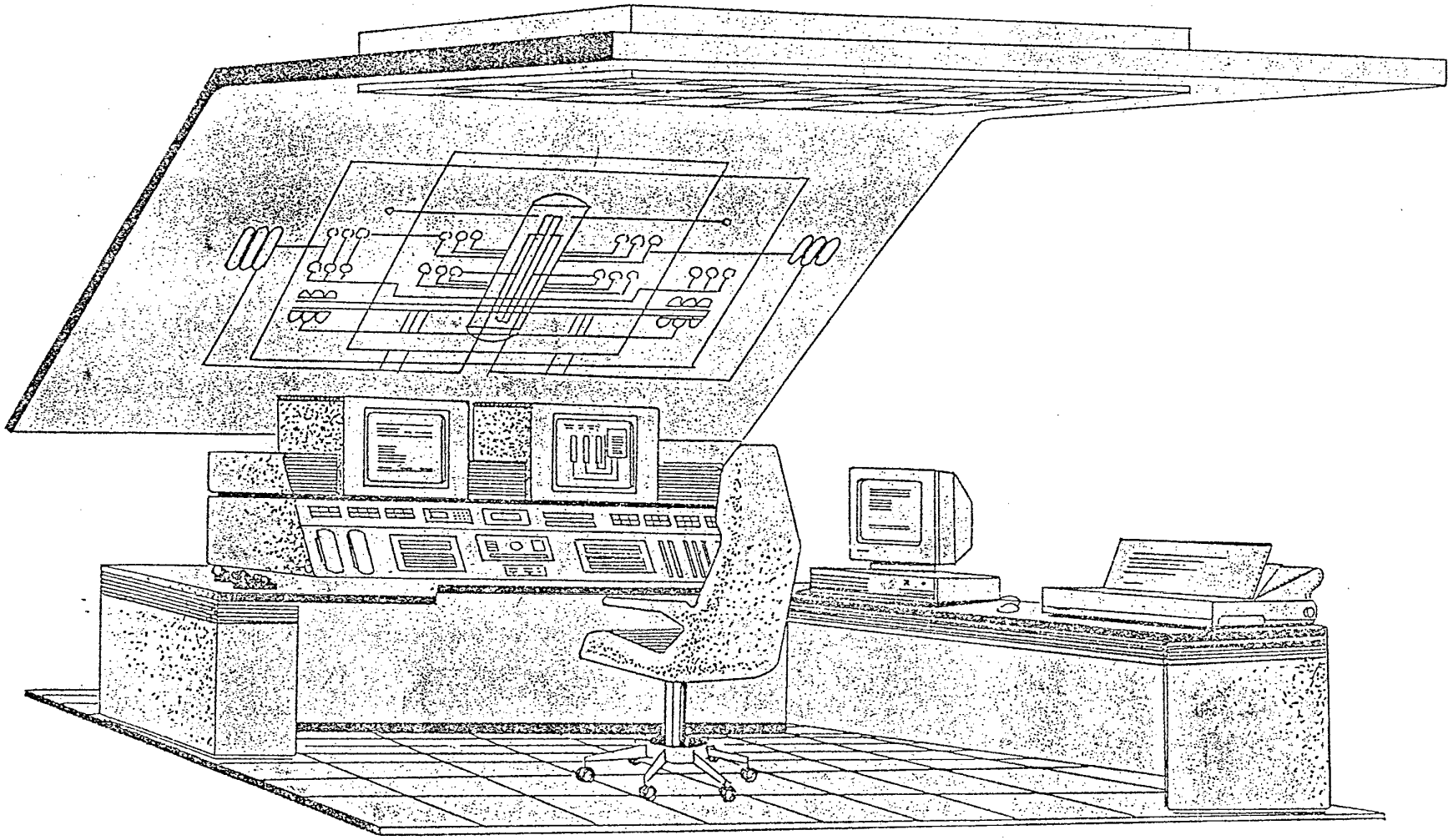


Рис. 1

Выводы

1. Космонавтика способствовала интенсификации работ по созданию средств обеспечения деятельности человека в больших системах, решению задачи синтеза интегрированных СОИ, разработке принципов построения компьтеризированных интеллектуальных СОИ диалогового типа.
2. Для широкого использования в промышленности и энергетике могут быть рекомендованы отработанные в рамках космических программ:
   - организационные принципы создания СОИ больших систем,
   - принципы построения интеллектуальных диалоговых, в том числе одноэкранных СОИ,
   - технические и программные средства совмещения ТВ и дисплейной информации и представления ее на VGA-мониторах,
   - средства преобразования цифровой дисплейной информации и отображения ее на ТВ-мониторах.
3. Применение наземных компьютерных и информационных технологий в СОИ промышленных и различного рода подвижных объектов будет способствовать существенному уменьшению затрат на их создание и повышению эффективности работов операторов и в целом безопасности больших систем деятельности.

---

[1] Ю.А. Тяпченко Подходы к синтезу систем отображения информации энергоблока/ Прикладная эргономика. Специальный выпуск: Эргономика в энергетике// М.: Ассоциация прикладной эргономики. Вып.3, 1993

[2] Ю.А. Тяпченко Generic Information Display System for the Center of the Nuclear Power Station Unit Operator Systems in Nuclear Power Plants /Proceedings of the Special Meeting held in Moscow, Russion Federation, 17-21 May 1993. IAEA. Pp.165-176// International Atomic Energy Agency. IAEA-TECDOC-726; ISSN 1011-4289. IAEA, Vienna 1994/

Possibilities of transfering the manned space technologies in information display systems to the other branches.

Y.Tyapchenko
Specialized Space Technique Design Bureau Space Technic
of Institute of Aircraft Equipment

140160 City of Zhukovsky - 2, Moscow region, Russia
Ulitsa Tupoleva,18
Fax/tel: (095)5562350

Astronautics is one of the advanced branches of science and technique. Financing this branch, investor beginning with some stage, has a right to demand of returning the means, that have been put by him, in the form of space activity results or technologies, which could be used in the other branches of industry (OBI).

One of the components of manned space object (MSO) is the information display system (IDS) - the system providing the cosmonaut activities. This paper presents and considers some possible directions of using the results of works in IDS for OBI.

IDS is a specific component of MSO. It is a man-machine interface (MMI), consisting of two interfaces: hardware interface (HI) and ergonomic interface (EI).

EI is provided by the display means (DM), control means (CM), their location on the console panel and by the dialogue system (DS).

HI is provided by the matching units of DM and CM with the control object and the console structure.

Accordinly, several directions are possible to search for the objects in OBI to use the results of works. These are: (a) organizing - technical methods (OTM) of development and production of the hardware and software components for the given class systems, (b) HI means, (c) EI means, (d) principles and methods of DS EI design, (e) principles and methods of scheme organization of DM on the console panels.

MMI exists in any technical system (TS). It makes the favourable pre-conditions for decision of the problem, connected with returning means, that have been spent.

The paper describes the work results analisis in the field of IDS for MSO and demonstrates, that in all directions, except indicated in point (b), we have advances at the world level, and by point (c) - above the world level. It presents examples of using IDS MSO advances in power engineering. It is noticed, that one can get the largest effect by using the complex approach to MMI design, that is founded on the principles of time-program displaying of information.

The work results, got in the interests of power engineering, confirmed that chosen methods were universal and allowed to move to the development of the fifth generation systems for MSO.

Анализ технико-экономической эффективности инвестиционных проектов по использованию маломассогабаритных космических аппаратов.

И.Абзалов, Ю.Даньков, В.Новиков
Организация «Агат»
141070 г.Королев, Московская обл, ул.Пионерская, 4.
Факс (095) 516-52-48

Состояние ракетно-космической отрасли (РКО) отражает существующее положение в российской экономике. Определяя минимальный уровень государственной поддержки, правительство РФ рекомендовало РКА шире привлекать внебюджетные средства отечественных и зарубежных инвесторов. Большую помощь в решении этой задачи может оказать предоставление космических услуг в области маломассогабаритных космических аппаратов (МКА) ДЗЗ, связи и науки.

Российская космическая отрасль может создавать конкурентоспособные МКА самостоятельно или взять на себя головную роль в их создании, поскольку еще не исчерпан научно-технический задел, сохраняются современная экспериментально-производственная база и высококвалифицированные кадры. Перспективен вариант привлечения зарубежных инвесторов, чей интерес объясняется, прежде всего, низкой стоимостью создания российских МКА и возможностью получения высокой прибыли на вложенный капитал. Таким образом, партнерство возможно при взаимовыгодных обязательствах и гарантиях сторон. При этом весьма сложным и трудоемким является вопрос достоверной оценки потребных инвестиций по созданию МКА.

Представлена постановка задачи по технико-экономическому исследованию инвестиционных проектов по созданию и использованию МКА для решения глобальных социально-экономических задач. Оценка технико-экономических показателей МКА с применением критерия экономической эффективности проекта позволит обосновать выбор инвестиционного проекта с современных позиций доходности и прибыльности, рациональную кооперацию и распределение потребных инвестиций среди заинтересованных потребителей.

Решение задачи основано на системном анализе жизненного цикла создания проекта, включая проведение эксперимента в течение программного периода. Задача формализована в виде четырех блоков, замкнутых обратной связью.

Основу первого блока составляют характеристики и приоритеты поставленных целевых задач, требования потребителей к терминалам и сопряжениям с внешними устройствами, альтернативные варианты существующих и разрабатываемых МКА в РФ и зарубежом. Во втором блоке производится формирование предварительного облика МКА и системы, предлагается ориентировочный состав международной кооперации по разработке (доработке) МКА, предпочтительные средства выведения, облик инфраструктуры. В третьем блоке производится выбор критерия экономической эффективности от технического уровня проекта и его формализация.

Обратная связь с третьего на первый блок делает задачу рекурсивной и позволяет выбрать оптимальный с точки зрения минимизации затрат проект, удовлетворяющий заинтересованных инвесторов с учетом технического и финансового рисков.

В четвертом блоке на фоне анализа мирового рынка по реализации результатов эксперимента принимаются окончательные решения по международной кооперации, финансированию проекта и распределению инвестиций.

The analysis of technological efficiency of the investment projects on use of small space vehicles

I.Abzalov, U.Dankov, V. Novikov
***Agat* organization,**
4, Pionerskaya st., Korolev, Moscow region, 141070, Russia,
Fax (095) 516-5248

The condition of space-rocket industry (SRI) reflects an existing situation in Russian economy. In defining a minimum level of state support, Russian government recommended Russian Space Agency (RSA) to involve wider an assets of the domestic and foreign investors beyond Federal Budget. The large help in the decision of this problem can render granting of space services in area of small spacecraft (SS) for remote sensing, communication, and science.

The Russian space industry can create competitive SS independently or to play a head role in their creation, as the stock of completed technological research on hand, modern experimental - industrial base and highly skilled staff are not yet exhausted. Variant of attraction of the foreign investors, whose interest is explained, first of all, by low cost of creation Russian SS and opportunity of the high profit reception on the enclosed capital, is promising. Thus, the partnership is possible at the mutually advantageous obligations and guarantees of the parties. Thus rather complex and labour-consuming is the question of an authentic estimation of the required investments on the SS creation.

Statement of a problem on technological research of the investment projects on creation and use of the SS for decision of global socioeconomic problems is submitted. The estimation of the SS' technological parameters with application of criterion of an economic efficiency of the project will allow to prove a choice of the investment project from modern positions of earning power and profitability, rational cooperation and distribution of the required investments among the interested consumers.

The decision of the problem is based on the system analysis of project creation life cycle, including realization of experiment during program period. The problem is formalized as four blocks, closed by a feedback.

The basis of the first block is made with the characteristics and priorities of put target problems, consumers' requirements to the terminals and interfaces with external devices, alternate variants of existing and developed Russian and foreign SS. In the second block formation of preliminary shape SS and system is made, rough structure of international cooperation on SS development (completion), preferable means of launch, shape of an infrastructure is offered. In the third block a choice of criterion of an economic efficiency from a technological level of the project and its formalization is made,

The feedback from the third to the first block makes the problem reccurent and allows to choose optimum project from the point of view of minimization of expenses, satisfying the interested investors with technical and financial risks taking into account.

In the fourth block on a background of the global market analysis of the experiment realization results the final decisions in international cooperation, financing of the project and distribution of the investments are accepted.

Оценка рыночной значимости малых КА различного назначения в современной экономической конъюнктуре мирового космического рынка.

В.Бобылев, В.Кузьминов, А.Рембеза, С.Шувалов
ЦНИИМаш
141070 г. Королев, Московская область
ул.Пионерская, 4
Факс: (095) 513 5420, (095) 513 4400

В статье представлены основные общесистемные преимущества и коммерчески значимые достоинства космических систем, использующих малые космические аппараты.

Рассмотрены основные области их применения: связь, дистанционное зондирование Земли, научные исследования и отработка технологий.

Отмечена тенденция преимущественного использования малых КА в составе многоэлементных низкоорбитальных систем мобильной связи и широкополосной передачи данных, а также даны оценки количества пользователей оказываемых ими услуг.

Сделан вывод о коммерческой перспективности НИОКР и производства конкурентоспособных на мировом космическом рынке малых КА.

Общепризнанного определения понятия "малый КА или малый спутник" не существует. Обычно считается, что малый КА имет массу не более 1000 кг. Космические аппараты массой менее 100 кг зачастую называют "микроспутниками", а менее 10 кг - "наноспутниками". В Университете графства Суррей (Великобритании) - одном из мировых лидеров в данной области - "малыми" принято считать КА массой от 500 кг до 1000 кг, а аппараты весом от 100 кг до 500 кг называют"миниспутниками". В Европейском агентстве принята следующая классификация: 350-700 кг - "малые", 80-350 кг - "мини" - и 50-80 кг -"микроспутники".

Стоимость разработки и производства типового миниспутника составляет $ 5-20 млн., микроспутника - $ 2-5 млн., а наноспутника - в пределах $ 1 млн. Ниже под "малым спутником" подразумевается КА массой менее 1000 кг.

Малые КА распределяются по назначению (в среднем по совокупности имеющихся данных на прогнозируемый период до 2015 г.) следующим образом:

Спутниковая связь	52%
Наблюдение Земли	32%
Научные программы	16%.

Космическим системам на основе МКА присущи основные преимущества космических систем, в том числе:

- исключение помех, связанных с искажениями в атмосфере (космическая наука);
- глобальность охвата (или обзора) земной поверхности;
- высокая периодичность наблюдения (съемки) больших районов Земли (системы ДЗЗ);
- высокая оперативность (непрерывность) передачи данных и изображений (обеспечение связи абонентов);
- независимость от погодных условий и природных катаклизмов;
- независимость от политической обстановки в конкретном районе Земли;
- возможность длительного обеспечения условий вакуумирования и микрогравитации (эксперименты в космосе);
- низкая стоимость съемки единицы площади поверхности (системы ДЗЗ) и др.

Наряду с перечисленными выше общими преимуществами, космические системы на базе МКА обладают коммерчески значимыми достоинствами, такими как:

- Низкая стоимость разработки и создания.
- Сравнительно короткие сроки разработки и изготовления.
- Возможность мелкосерийного производства (для случая космических систем с большим количеством МКА на орбите).
- Возможность использования мобильных стартовых комплексов для запуска МКА.
- Высокая оперативность развертывания группировок МКА за счет использования широкой номенклатуры средств выведения (от авиационно-космических до РН тяжелого класса).
- Возможность оперативного реагирования на текущие требования пользователя (или заказчика проекта).
- Высокая готовность к модернизации проекта в целом или его составляющих под специфические задачи из-за изменения объективных обстоятельств.
- Быстрое внедрение в проекты передовых технологий.
- Эффективная оптимизация орбитальных параметров МКА под конкретную задачу.
- Возможность концентрации усилий для выполнения одной или нескольких задач (функций).
- Отсутствие риска отрицательного возаимовлияния целевой аппаратуры (из-за ограниченной, как правило, номенклатуры целевой аппаратуры).
- Невысокий риск реализации проекта.

• Возможность и относительная легкость для повторения,развития или продолжения проекта в будущем.

• Удобство, малые габариты и относительная дешевизна наземной терминальной (пользовательской) аппаратуры.

Перечисленные преимущества космических систем с использованием МКА позволяют реализовывать высокотехнологичные, недорогие, быстровыполнимые и легкомодернизируемые проекты космических систем, максимально учитывающие требования потенциальных потребителей (заказчиков). Низкие стоимость и риск реализации данных проектов делают их весьма привлекательными для заказчиков из развивающихся стран.

Данные обстоятельства позволяют сделать вывод о высокой конкурентоспособности и широких перспективах использования коммерческих систем с МКА на различных сегментах мирового космического рынка.

А. Телекоммуникации

Особое место по своей потенциальной экономической отдаче в этом ряду занимают проекты глобальных низкоорбитальных спутниковых систем мобильной связи на базе малых КА. Лидерство среди подобных систем принадлежит проекту "Иридиум", который реализуется консорциумом, возглавляемым американской компанией "Моторола". В рамках этого проекта в период с 1997-:-1998 гг. на орбиты высотой ~765 км было выведено 72 спутника массой ~700 кг, срок службы которых составит до 5 лет. В состав консорциума входят партнеры из Росиии, Китая, Японии, Канады и ряда других стран. Стоимость осуществления проекта оценивается не менее, чем в 3.4 млрд.долл. США.

Среди других мобильных спутниковых систем связи (МССС) на базе МКА, развертывание которых уже началось или должно начаться в ближайшей перспективе следует отметить МССС "Orbcomm" (головной разработчик фирма Orbital Sciences, США) - 36-:-48 спутников на орбите (начало эксплуатации - 1998 году) и систему "Globalstar" (головной разработчик фирма Loral/Qualcomm) - 56 спутников на низкой орбите (начало эксплуатации ~1998 г.).

Из перспективных проектов можно отметить предложение фирмы "Теледейсик" о создании одноименной МССС, включающей 288 сновных и 36 резервных МКА (ввод в эксплуатацию ~2002 г.).

Реализация подобных проектов мобильной глобальной спутниковой связи произведет революцию в области мировых телекоммуникаций: телефонной, факсимильной, пейджинговой, видеосвязи, передачи данных и т.д., что позволит широко применять перспективные компьютерные технологии, создавать глобальные информационные сети в любых отраслях бизнеса и коммерции с неограниченными возможностями.

Прогнозная оценка количества пользователей низкоорбитальных

спутниковых систем связи (ССС) на базе МКА до 2001-2003 года по некоторым областям рынка представлена в таблице 1.

В таблице 2 представлены материалы, подготовленные американской консалтинговой фирмой C.A. Ingley & Co., по оценке прогноза (до 2009 г.) количества подписчиков (абонентов) для ряда связных спутниковых систем, в т.ч. Iridium и Globalstar на базе МКА.

Анализ табличных данных показывает, что общемировое количестве абонентов указанных мобильных ССС, начиная с ~400 тыс. абонентов в 1999 году может увеличиться почти на два порядка к 2000- 2010 годам и составит ~30 млн. абонентов. При этом процентная доля связных систем на базе МКА составит ~90% в 1999 году (из-за раннего развертывания данных систем по отношению к другим) ~50% в 2000-2001 и далее до 2009 года прогнозируется на уровне 40-41%.

Б. Наблюдение Земли (дистанционное зондирование).

Недорогие малые спутники открывают возможность создания многоэлементных спутниковых систем наблюдения, позволяющих повысить периодичность наблюдения с 10-20 суток до 12 часов применительно к любому району земной поверхности.

Важнейшей особенностью таких систем является передача данных непосредственно на многочисленные небольшие наземные приемные станции без использования централизованных средств обработки данных и распределения результатов. Преимуществами в данном случае является передача результатов наблюдений практически в реальном масштабе времени, меньшие объемы баз данных и простота распределения информации, даже в районах, где нет хорошей связи. В ряде случаев - лесные или степные пожары, экологические катастрофы, рыболовство в штормовых условиях - мониторинг в реальном времени и децентрализация просто необходимы. Существует также ясно выраженная потребность в оперативном прогнозировании землетрясений, заблаговременном обнаружении тропических бурь и предсказании вулканической деятельности.

Возможность решения этих задач с использованием спутниковых систем на базе недорогих малых КА подчеркивает их коммерческую значимость применительно и к данному направлению прикладных космических исследований.

Таблица 1.

Области рынка пользователей	Общее количество пользователей услугами связи	Доля (%), количество пользователей низкоорбитальных ССС	Количество пользователей услугами низкоорбитальных ССС на базе МКА, тыс.
Транспорт:			
- грузовики	1 800 000	23	414
- трейлеры (большегрузные автопоезда)	3 900 000	23	897
- морской транспорт	500 000	8.6	43
- яхты и морской туризм	20 000 000	4.3	860
- легковые автомобили/противоугонные системы	160 000 000	4.3	6 880
Электронная почта/ пейджинг	20 000 000	8.6	1 720
Управление информационными потоками:			
- региональная датчиковая аппаратура	505 000	23	116
- непосредственное телевещание/система контроля кредитов	15 000 000	23	3 450
И т о г о	222 585 000	~6.5%	14 380

Таблица 2.

Единицы измерения: миллионы абонентов

Год	Общее кол-во абон.	Inmarsat-P	Iridium	Globalstar	Другие системы
1999	0.4		0.16	0.16	0.08
2000	1.2	0.36	0.28	0.32	0.24
2001	2.8	0.85	0.65	0.74	0.56
2002	4.8	1.19	0.92	1.03	1.3
2003	8.4	2.08	1.61	1.81	1.67
2004	14.0	3.47	2.68	3.02	2.79
2005	16.1	3.99	3.09	3.47	3.21
2006	18.5	4.58	3.55	3.99	3.70
2007	21.3	5.27	4.08	4.59	4.25
2008	24.2	6.06	4.69	5.28	4.89
2009	28.1	6.97	5.4	6.07	5.62

В. Научные исследования.

Научные программы обычно финансируются из средств национального бюджета в части науки или космических исследований, поэтому не являются объектами коммерческой деятельности на внутреннем рынке. Вместе с тем, малые КА научного назначения могут заказываться правительствами иностранных государств, что превращает их в объект внешнеэкономической коммерческой деятельности.

Г. Демонстрационные испытания.

Демонстрация технологий является одной из важных областей применения малых КА, которые представляют собой недорогостоящее

средство для приведения демонстрационных, контрольных и оценочных испытаний новых технологий или услуг в условиях реального космического полета при приемлемом уровне риска. Подобные демонстрации обычно предшествуют сложным дорогостоящим натурным испытаниям в полном объеме. В качестве примера можно назвать программы НАСА Discovery New Millennium, японскую программу Hypersat и проект ЕКА PROBA.Космическое агентство Франции CNES разрабатывает универсальную платформу Proteus в интересах космической науки,дистанционного зондирования и связи, а также демонстрации технологий. CNES также разрабатывает семейство микроспутников (масса 100 кг) для решения научных, прикладных и технологических задач.

Программа Discovery является характерным примером демонстрации технологий в интересах изучения солнечной системы (Lunar Prospector , Mars Pathfinder, NEAR). Эта программа широко известна из-за интереса к решаемым ею задачам, позволяющим получить ценные данные о поведении материалов и оборудования в космосе,особенно в условиях вредных излучений на низкой околоземной и переходной к геостационарной орбитах. В качестве примеров такого рода можно также назвать спутники STRV, созданные в Великобритании.

Д. Академическая подготовка.

Быстро растущей космической индустрии и многим связанным с ней сервисным и научным организациям нужны хорошо подготовленные ученые и инженеры.

Процесс подготовки специалистов в области космической техники может быть организован на основе изучения технологий создания малых спутников.

Несмотря на свои физически небольшие размеры малые спутники представляют собой аппараты, соизмеримые по степени сложности с большими КА. Это делает их пригодными для изучения всех стадий и аспектов создания любых спутников как таковых - разработку, производство, испытания, запуск, управление и эксплуатацию на орбите. Подготовке, в т.ч. на коммерческой основе, специалистов в области космической техники придается большое значение во многих странах мира.

Приведенные примеры, подтверждают, что малые космические аппараты в составе систем различного целевого назначения в настоящее время пользуются повышенным вниманием государственных космических агентств, ученых и специалистов, а также устойчивым спросом среди инвесторов в современной экономической конъюнктуре мирового космического рынка. В соответствии с этим, космическая промышленность формирует рыночное предложение в виде большого количества разнообразных проектов .

Точную величину рыночного спроса на малые КА дать затруднительно, однако очевидно, что при стоимости усредненного МКА в $ 10 млн. и потребности не менее, чем в 500-:-700 МКА, величина рыночного спроса в течение 1997-2015 гг. превысит $ 5-:-7 млрд.

Assessment of Small Satellite Economic Significance Within the Environment of World Space Market

V.Bobylev, V. Kuzminov, A.Rembeza, S.Shuvalov
TsNIIMash
141070 Korolev, Moscow Region, Pionerskaya str. 4.
Fax: (095) 513-5420

This paper presents authors' view on system level advantages and commercial merits of space systems employing small satellites. The main fields of application of small satellites – communications, Earth remote sensing, science and technology demonstration – are also discussed.

It is noted that there exists a trend towards massive use of small satellites as part of low Earth orbit systems for mobile communication and broadband data relay. Number of potential users of services offered in the course of their operations is estimated.

Finally, it is made a conclusion that space industry has attractive commercial opportunities to perform R&D and manufacture small satellites competitive at the world space market.

Количественная мера в задачах оценки эффективности международного сотрудничества в ракетно-космической области

Короткий Ю.Г.
ГКНПЦ им. М.В.Хруничева
121087, Москва, ул. Новозаводская, 18
факс: 142-59-21

Космос - очередная ступень развития цивилизации, новое направление НТП. Промышленно-развитые страны обладают мощными ракето-космическими технологиями все углубляющиеся глобальные проблемы, связанные с невосполнимыми природными ресурсами, энергообеспечением, экологией, опасностью мировых, на почве неравномерного развития регионов, социальных конфликтов. Космос открывает новые возможности в решении глобальных проблем человечества, но он очень дорог. Необходима расширенная кооперация международных усилий, согласование и увязка стратегий и национальных планов развития космических отраслей. На этом пути, наряду с политическими пристрастиями, экономическими интересами и проблемами общего плана, имеют место сугубо методологические затруднения. Они связаны со сложностью выработки объективных количественных перспективных оценок принимаемых решений. Причины - многопараметричность, многокритериальность, нелинейность, неопределенности различной природы и т.п. Существующие подходы, основанные на скаляризации или упрощении задач, в ответственных случаях вряд ли приемлемы. Необходимо перейти от рассмотрения тривиальных, в методическом плане, текущих задач (типа: известны задача и конкурирующие носители со своими удельными стоимостями выведения: требуется подобрать соответствующий носитель) к перспективным оценкам согласованной объединенной стратегии развития мировой ракетно-космической индустрии и выработке целесообразных совместных подходов к решению глобальных проблем. Для продвижения в этом направлении необходимо развивать соответствующий методологический аппарат и закладывать адекватную реалиям математическую основу.

Интерес в этом смысле представляют элективные (избирательные) задачи. Рассматривается одна из разновидностей таких задач - задача альтернативного распределения разнотипных средств. Анализируются ее особенности. Предложен запрограммированный алгоритм решения задачи. Приводятся примеры конкретной реализации алгоритма. Выходные данные решения задачи представляют многоплановую количественную информацию. Например, применительно к РКТ, позволяют определить состав участников выполнения перспективной космической программы, обеспечивающий минимизацию затрат на ее исполнение, распределение обязанностей между конкурентами, устойчивость их положения

в среде альтернатив и т.п., вплоть до выработки конкретных рекомендаций по конструктивному облику или выходным технико-экономическим показателям определенной альтернативы. Подобный формальный, свободный от субъективизма подход может помочь при формировании составов конкретных исполнителей перспективных программ и достижении согласия при образовании международных кооперации. Алгоритм может быть применен в любой отрасли, где возникают задачи минимизации затрат на выполнение программ посредством определения оптимальной номенклатуры из имеющихся альтернатив.

Ю.Короткий

Малые космические аппараты как основа создания многоспутниковых многофункциональных космических систем

Г.Г. Райкунов, А.И. Рембеза, Л.М. Романовский, А.А. Кубанов
Морозенко А.Ф. ЦНИИМаш,
Российского космического агентства
141070 г. Королев, ул. Пионерская 4
Факс: (095)-187-1511

Эффективное решение из космоса ряда актуальных целевых задач: навигации, связи, дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), наблюдения космического пространства (НКП) - требует обеспечения:

высокой периодичности обзора соответствующих зон пространства космическими средствами наблюдения с требуемым разрешением или установления прямых радиоконтактов между космическими и наземными средствами связи - вплоть до непрерывных;

высокой оперативности доставки информации конкретным потребителям - вплоть до режима реального времени (РРВ);

использования подвижными потребителями малогабаритных абонентских терминалов (АТ) с низким энергопотреблением (малой мощностью радиоизлучения) и гибким интерфейсом, обеспечивающим сопряжение с компьютерной техникой.

Этим требованиям в наибольшей степени удовлетворяют многоспутниковые космические системы (МКС) с КА на относительно низких орбитах. Очевидно, что многоспутниковые орбитальные группировки (ОГ) могут быть созданы (с приемлемыми финансовыми и материальными затратами) только на основе использования малогабаритных ("малых") КА (МКА), которые по сравнению с традиционными ("большими", "тяжелыми") КА имеют урезанные целевые функции, упрощенные бортовую (целевую и обеспечивающую) и наземную аппаратуры. Как всегда, происходит "размен" одних характеристик системы на другие. Эти факторы в совокупности с производством МКА относительно большими сериями обуславливают их приемлемую стоимость.

Важнейшей предпосылкой создания таких КА является появление ряда специфических задач, решение которых с помощью только традиционных КА в полном объеме оказывается экономически неэффективным или невозможным в силу технических и экономических ограничений. Это, прежде всего, задачи, требующие высокой периодичности информационного обеспечения в глобальном или региональном масштабах, в частности, задачи связи и наблюдения.

Важным фактором, способствующим созданию многоспутниковых ОГ на основе применения МКА, является возможность их группового запуска одной мощной ракетой-носителем (РН) или вывода их на орбиту этими РН в качестве попутного груза при запуске тяжелых КА, а также индивидуального запуска с помощью РН меньшей грузоподъемности, создаваемых в частности на базе снимаемых с вооружения бое-

вых ракет, с относительно простых пусковых установок, в том числе мобильных, без использования космодромов.

Одними из первых многоспутниковых ОГ с использованием МКА стали создаваться для спутниковых радионавигационных систем (СРНС). Так, уже с начала 60-х годов началось развертывание СРНС "Транзит" в США и типа "Цикада" в СССР. Обе системы имели примерно количество КА в ОГ (порядка 6), а следовательно, одинаковую периодичность навигационных определений - 30...45 мин. (в зависимости от географической широты). Одинаковыми были и точностные характеристики определения местоположения подвижных объектов - 100...200 м (3σ), что по тем временам удовлетворяло международным требованиям к судовождению. На основе КС "Цикада" была создана навигационно-связная КС спасения терпящих бедствие судов и самолетов "Надежда", работающая в международной системе "Космос-Сарсат"

Более высоким уровнем развития многоспутниковых СРНС стало создание в 70-х...90-х гг. и развертывание в 90-х годах систем "Глонасс" (Россия) и "Навстар" (GPS) - США, каждая из которых включает до 24 МКА на круговых орбитах высотой ~ 20.000 км В настоящее время действует объединенная система "Глонасс-GPS". Эта система формирует непрерывное радионавигационное поле с многократным перекрытием, обеспечивающее в любой точке земной поверхности, воздушного и космического (до высоты 2000 км) пространства определение координат подвижных объектов с точностью (3σ) до 30...60 м. Создана и используется маломассогабаритная навигационная аппаратура потребителей (НАП) - массой от нескольких килограмм до нескольких сот грамм, обеспечивающая оперативность навигационных определений 1...5 мин (в зависимости от числа приемных каналов).

В настоящее время проявляется повышенный интерес к созданию многоспутниковых низкоорбитальных систем спутниковой связи (НОССС).

Основные НОССС, разрабатываемые фирмами США, Европы, России, представлены в таблице с указанием массы КА, количества функционирующих в орбитальных группировках (ОГ) ИСЗ, параметров их орбит, а также назначения и основных особенностей. Анализ материалов таблицы и дополнительных источников позволяет сделать следующие выводы:

ОГ НОССС разворачиваются преимущественно на высотах порядка 700 и 1500 км с количеством ИСЗ в ОГ до 70 и 48 соответственно и массой ИСЗ в несколько сот килограмм; существует тенденция создания ОГ НОССС на высотах ~ 10.000 км, что позволяет уменьшить количество ИСЗ в них до 12, но ведет к росту массы КА до 1000...2000 кг (системы Odissey, Inmarsat-P, один из вариантов системы "Ростелесат");

основным назначением НОССС является обеспечение персональной связи с мобильными объектами при характеристиках абонентских терминалов (АТ), близких к характеристикам радиотелефонов сотовой связи и способных к сопряжению с системами сотовой связи;

антенны средств связи ИСЗ большинства НОССС имеют узконаправленные управляемые диаграммы направленности и для точного наведения лучей на АТ необходимо, чтобы на борт МКА поступала информация о местоположении объекта, с которым устанавливается связь, что может быть обеспечено либо самой НОССС за счет обработки в наземном центре ("шлюзе") радиосигналов, перехватываемых объектом и ретранслированных несколькими МКА, либо путем сопряжения АТ НОССС с НАП системы "Глонасс-GPS".

Учитывая, что задача определения местоположения в НОССС является вспомогательной - решается в интересах обеспечения устойчивой радиосвязи, большинство НОССС можно считать однофункциональными.

В то же время задачи дистанционного зондирования Земли с использованием только одиночных больших ИСЗ типа "Ресурс-Ф", "Ресурс-О" решаются недостаточно эффективно. КА "Ресурс-Ф" имеет высокую разрешающую способность на местности, но низкие значения периодичности наблюдения и оперативности доставки информации. КА "Ресурс-О" при высокой оперативности доставки информации также имеют низкую периодичность наблюдения.

Значительная часть данных систем ДЗЗ остается невостребованной вследствие несоответствия целевым интересам потребителей (не те районы и время съемки, низкая периодичность наблюдения и оперативность доставки данных и др.). Этот недостаток в значительной степени может быть скомпенсирован использованием МКА, оснащенных средствами наблюдения в видимом, ИК и СВЧ диапазонах. На основе МКА могут быть созданы многоспутниковые КС ДЗЗ, обеспечивающие необходимую периодичность наблюдения заданных районов при достаточной разрешающей способности на местности и высокую оперативность доставки информации - близкую к режиму реального времени (РРВ). Однако более целесообразным является оснащение МКА НОССС оптикоэлектронной аппаратурой (ОЭА) наблюдения земной поверхности в видимом и ИК диапазонах. При использовании современных технологий масса модуля ОЭА в этих диапазонах может быть сравнительно небольшой - от 7 до 60...70 кг. На МКА НОССС всегда может быть предусмотрен необходимый резерв массы. Для размещения ОЭА более пригодна НОССС, МКА в которых функционируют на высотах порядка 700 км. На части МКА, например, на половине, наряду с бортовым радиоретрансляционным комплексом (БРРК) может устанавливаться блок оптикоэлектронных камер (БОЭК). Для различных задач ДЗЗ могут использоваться разные модификации БОЭК, отличающиеся друг от друга величинами пространственного и спектрального разрешения.

Функция ДЗЗ является одной из важных в такой многоспутниковой многофункциональной космической системе (ММФКС). Совокупность физических величин, которые могут быть получены с помощью средств ДЗЗ (совместно с данными КС гидрометеорологического и геофизического обеспечения) образует обширную информационную

базу, которая позволит удовлетворить запросы большого количества различных потребителей. В результате тематической обработки данных одного и того же набора физических величин, полученных в ходе спутниковых наблюдений, можно получить требуемую информацию для решения различных задач: экологического мониторинга, контроля чрезвычайных ситуаций (стихийных бедствий и антропогенных катастроф), исследования природных ресурсов, обеспечения рационального природоиспользования, климатологии, океанологии и др. МКА, предназначенные для использования в ММФКС, по сравнению с традиционными ("большими") КА являются по устройству более простыми за счет упрощения их функций и снижения уровня ТТХ аппаратуры. Эти факторы в совокупности с возможностью производства МКА относительно крупными сериями обуславливают их сравнительно низкую стоимость.

Приемники электромагнитного излучения видимого, ИК и УФ диапазонов являются в настоящее время наиболее информативными датчиками для ДЗЗ, контроля объектов различной природы, формы и размеров. Признаковое пространство, потенциально доступное для регистрации с помощью приемников излучения, способно отобразить практически все важнейшие свойства контролируемых объектов. Освоение указанного признакового пространства возможно на основе совершенствования известных видов датчиков, поиска принципиально новых технических решений, создания вспомогательных устройств: записи, обработки, передачи информации. Указанный путь является эффективным направлением расширения спектра задач ДЗЗ, решаемых с помощью КА.

На другой части МКА в ММФКС могут быть установлены БОЭК со специально подобранными характеристиками оптикоэлектронных камер, ориентированными в сторону космического пространства и обеспечивающими решение задачи НКП.

Важнейшими проблемными направлениями совершенствования бортовых измерительных датчиков КА ДЗЗ и НКП являются:

создание новых приемников излучения матричного типа с уровнем чувствительности, приближающимся к их физическому пределу и минимальными размерами пиксела в видимом, ИК и УФ диапазонах;

разработка новых высокоскоростных методов и технических средств получения и обработки спектрозональных изображений, а также комплексных снимков в различных диапазонах спектра с использованием пассивных и активных (локационных) средств;

оснащение аппаратуры управляемым светофильтрами;

разработка системы управления движением КА с использованием средств астроориентации, а также прецизионных систем ориентации и стабилизации, для улучшения точности привязки информации.

Таким образом, многоспутниковые ОГ с использованием МКА должны создаваться как многофункциональные, что позволит обеспечить их преимущество по критерию "стоимость - эффективность" (при правильно выбранном показателе эффективности).

Таблица

Низкоорбитальные системы спутниковой связи, использующие малые ИСЗ

Наименование системы	Фирма-разработчик, страна	Масса ИСЗ, кг	Кол-во ИСЗ в ОГ, шт.	Высота орбиты, км наклонение, град	Назначение, особенности
Iridium	Motorola, Iridium Inc., США	675	66-раб. 7-резерв.	740 i=90°	Тлф, Тлкд, факс связь с моб. и удаленными объектами, доступ к системам сотовой связи, использование в АТ НАП GPS
Globalstar	Local Quallicom Satellite Service Inc., США с участием В/бр., Герм., Фр.,Ит.	270...450	48-раб. 8-резерв.	1390...1410 i=52°	Подвиж. связь, сопряж. с сотовой -Тлф, ПД, опр-е м/полож. подвиж.
Ellipso	Ellipsat International Inc., США	170...180	14...18(24) 2 гр. по 7...9 КА для сев. и юж. п/ш.	2903-апогей 424-перигей i=63,4°	Двусторонняя тлф. связь с моб. абонентами в сев. и юж. широтах. Опр-е м/полож. а/машин
Odissey	TRW Space & Electronics Group, США	1125	12	10354 i=55°	Орг-ция сотовой тлф связи с моб. абонентами, опр-е их м/полож.
Aries	Constellation Communications, США	180	48	1000 i=90°	Глоб. ССС с подвиж. объектами - переходного типа
Orbcomm	Orbital Communications Corp., США	39	36	785 i=45°	Персональная связь подвиж. абонентов, передача сигналов охранных систем и систем предупрежд. угона а/машин. АТ включает НАП GPS
Inmarsat-P	Международная орг-ция Inmarsat со штаб-квартирой в Лондоне	2000 (Inmarsat-3)	12	10355 i=57°	Персональная связь (тлф, факс, ПД), сопряж. с сотовыми сетями, опр-е м/полож. абонентов
LEO One	LEO One Panamericana, Мексика	158	8...10(12...36)	~1500	Ретрансляция цифр. данных по 10 ц. каналам
"Ростелесат"	НПО "Энергомаш", Россия	1200...1500	70	1)700 2)10000	Телекоммуникац. обмен данными, ДЗЗ
"Гонец"	НПО ПМ, Россия	225	до 36	1400 i=83°	"Электронная почта" - передача сообщений
"Сигнал"	НПО "Энергия", Россия	310	до 48	1500...1700 i=63°..83°	Дуплекс. тлф. связь, опр-е м/полож. абонентов

Small Space Vehicles as a Base for Creation of Multisatellite and Multipurpose Space Systems

A.Morozenko Raykunov G.G., Rembeza A.I., Kubanov A.A.

Romanovskii L.M.

TsNIIMash RSA
Pionerskaya, 4, Korolyov City Moscow Region,
141070, Russia
Fax:(095)-187-1511

Efficient decision from space of such key tasks as communications, navigation, Earth remote sensing and space monitoring require high surveillance periodicity, prompt data delivery and small ground terminals application. Majority of the above requirements are close to the requirements to the facilities, currently used for various tasks and may be met with the help of multisattellite low orbit space systems, comprising small-sized satellites bearing on board different multipurpose equipment and functionally matched ground receiving terminals.

Short terms, required for low orbit small SV clusters creation and recovery is ensured on account of the clusters joint launch and use of cost-effective serial launchers, including the attack rockets, withdrawn from the armament.

Нисходящая иерархия модулей - основа совершенствования будущей технологии создания космических систем

Л.К.Патрикеев, Г.М.Сухов
КБ"Салют" ГКНПЦ им.М.В.Хруничева
121309, Москва, Новозаводская ул., 18
тел 142-59-21, факс: 956-24-41

В докладе известный модульный принцип системно распространяется на все уровни и объекты по глубине проектирования изделий РКТ. Рассмотрен пример многоуровневой структуры модулей КА.

Модульность изделий - старейший из принципов инженерии.

Пример - резьбовой крепеж.

В нашей практике - только проекты конструктивных модулей.

Пример - УКП

Однако возможности метода значительно шире.

Цель: Сокращение сроков и стоимости создания образцов РКТ.

Это - гарантия успеха на мировом космическом рынке.

Предпосылки (актуальность темы):

-рост сложности изделий РКТ
- повышение требований к их характеристикам
- естественная конкуренция в условиях рынка
- необходимость сокращения цикла создания
- необходимость быстрого внедрения новаций
- максимализация отдачи о каждой единицы затрат.

Главная суть метода: Применительно к циклу проектирования бортовых вычислительных средств перспективных КА предложена иерархия из десяти уровней модульных структур, соответствующая основным объектам нисходящего проектирования на базе классификационной технологии.

Виртуальная модель модульной базы - Пирамида факторов успеха.

Основные принципы (новизна и отличие от сегодняшней практики):

охват всех уровней сложности от КС до элементной базы
разнообразие типажей рассматриваемых модулей
охват всего проектного цикла
построение базовых норморядов модулей каждого типа
интеграция всех функций каждого изделия
сокращение типоразмеров устройств изделия
необходимость реорганизации существующей кооперации

Резюме:

- сократит цикл создания изделий;
- снизит себестоимость изделий;
- повысит opt проектных решений;
- дополнительная специализация фирм отрасли по выпуску модулей определенного типа для всех.

Л.Патрикеев

Международная интеллектуальная среда интерактивного общения и место в ней интеллектуальных МКА

The Perspective of Intellektual Small Satellites Using in the Space Informational Systems

В.А. Иванов, Клуб "ИНТЕЛЛЕКТ" г. Королева

На планируемой к созыву в 2000 году "Ассамблее тысячелетия" предполагается в рамках международных проблем обсудить вопрос о создании единого информационного пространства Земли.

Оно должно с помощью глобальной телекоммуникационную систему связи создать некую особую инфсферу для общения с ней в интерактивном режиме всех жителей Земли, как с корпоративным интегральным абонентом, представляющим "общественные Знания".

Это потребует создания не только качественного нового системотехнического уровня информационной системы, но главное, формирования принципиально новой философии международного общения, а также решения проблемы преодоления языкового барьера. При разработке межгосударственных проектов развертывания и эксплуатации перспективных, и в первую очередь, космических средств связи, необходимо уже сейчас предусматривать такую перспективу развития.

Проблема эта, на деле, не столько техническая, сколько научно-философская и политическая. Однако для её начального рассмотрения необходима всесторонняя предварительная проработка возможностей увязки самих технических систем. Как правило, они создаются под узко-персональные требования конкретных организаций-заказчиков без учета возможности включения в глобальную сеть (облик такой сети до сих пор не определен), а их интерфейс практически на предусматривает интерактивные режимы работы персонального пользователя с самой системой, а поддерживает лишь некоторые интеллектуальные функции сервиса, да и то, как ограниченные возможности серверной части.

Для решения главной геополитической проблемы XXI века — глобального мониторинга Земли — необходимо обеспечить режим полной и всеобщей прозрачности наблюдения за результатами ноосферной деятельности, возможность общественного контроля над управлением ноосферными технологиями и информационными ресурсами. Это уже сейчас требует создания на мировом уровне идеологии и облика концептуального проекта интеллектуального интерфейса перспективной информационной системы III-го тысячелетия. Без решения проблемы паритетного участия всех государств в информационных процессах, реализовать идею ООН об устойчивом и сбалансированное развития в XXI веке мирового сообщества в принципе не реально. Учи-

тывая глобальный характер проблем на Ассамблее ООН 2000 года, необходимо определить принципы и схему организации международной деятельности по созданию согласованного проекта глобальной интеллектуальной среды на основе действующих и разрабатываемых информационных систем. Дело в том, что широкая номенклатура таких систем с различными принципами построения и управления потоками сообщений может стать серьезным препятствием на пути создания единого информационного пространства и привести к печально известному "Вавилонскому столпотворению".

Выход один - нужно разрабатывать концепцию метасистемы, как сервисной надстройки над всеми телекоммуникационными системами.

Для обеспечения доступа к такой системе и оперативной системной увязки (реконфигурации) её структуры она должна иметь собственную надсистемную телекоммуникационную сеть с особыми свойствами.

В её задачи не будет входить режим передачи больших транспортных потоков сообщений и обеспечения широкого спектра протоколов связи, а главными требованиями станут:

- быстрота передачи информации (не сообщений а понятийной сути);
- глобальность доставки информации и достоверность получения;
- гибкость управления структурой и оперативная адаптивность;

Для создание такой системы, обеспечивающей указанный сервис в форме интерфейса "ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЙ АССИСТЕНТ" — наиболее рационально использовать систему интеллектуальных МКА.



1-я МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ-ВЫСТАВКА

МАЛЫЕ СПУТНИКИ
НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, ДОСТИЖЕНИЯ. ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ
МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В НОВОМ ТЫСЯЧЕЛЕТИИ

I-st ANNUAL INTERNATIONAL CONFERENCE & EXHIBITION

S M A L L S A T E L L I T E S
NEW TECHNOLOGIES, ACHIEVEMENTS, PROBLEMS AND PROSPECTS
FOR INTERNATIONAL CO-OPERATION IN THE NEW MILLENNIUM

СЕКЦИЯ III:

МКА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ И КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

SESSION III:

SMALL SATELLITES FOR EARTH AND SPACE REMOTE SENSING

Руководители:

Ю.П. Киенко, ГЦ "Природа", Россия
А.И. Рембеза, ЦНИИМАШ, Россия

Chairpersons:

Yury P. Kienko, Priroda State Center, Russia
Anatoli I. Rembeza, TsNIIMASH, Russia

III.1 **Роль и место МКА ДЗЗ в части информационного обеспечения решения задач социально-экономической сферы международного сотрудничества**
Ю. Киенко, Е. Лукашевич, В. Горелов, ГЦ "Природа", Россия

III.2 **Высокоточная космическая радиометрия - направления стандартизации**
Р. Датла, Р. Сандерс, А. Парр, OTD NIST,
В. Привальский, SDL, США

III.3 **Система распределения информации в близком к реальному времени для бразильского спутника дистанционного зондирования**
Дж. Коно, Х. Карвальо, INPE, Бразилия

III.4 **Перспективы создания международной космической системы дистанционного зондирования Земли**
В. Уткин, В. Лукьященко, Г. Райкунов, А. Волков,
А. Лукьященко, С. Афанасьев, ЦНИИМАШ, Россия

III.5 **Новый метод комплексного исследования природных ресурсов Земли и других космических тел по результатам дистанционного зондирования**
В. Уткин, В. Лукьященко, Г. Райкунов, А. Волков,
ЦНИИМАШ, В. Садовничий, В. Александров, В. Жуков,
Г. Лазарев, В. Максимов, Ю. Фивенский, **Ломоносов М.**
МГУ им. Ломоносова, Россия

III.6 **Исследование динамических процессов Земли и Солнца с использованием группировок малых КА**
В. Ораевский, В. Алексеев, ИЗМИРАН, Россия

III.7 **Решение задач ДЗЗ и связи на основе использования малых космических аппаратов**
В. Витер, НПО МАШ, И. Осипов, МНИИП,
К. Черевков, РНИИ КП, Е. Маламед, ОАО ЛОМО,
В. Карасев, ГУП ОПТЭКС, А. Липатов, 16ЦНИИ МО,
А. Гриценко, ИКЦ "Северная корона", Россия

III.8 **Малые космические аппараты для перспективной российской космической системы мониторинга климата, природной среды и околоземного космического пространства в естественных условиях и при антропогенных воздействиях**
С. Авдюшин. Ю. Романовский. Г. Тулинов,
ИПГ им. Федорова, Росгидромет, Россия

III.9 **Основные принципы построения и проблемы создания средств дистанционного зондирования в оптическом диапазоне в космосе**
Б. Смирнов, О. Коротков, КБточмаш им. Нудельмана, Россия

III.10 **Концепция низкоорбитального МКА дистанционного зондирования Земли**
Г. Малышев, А. Свотин, НИИ ПМЭ МАИ, В. Ламзин, МАИ,
И. Маглинов, Н Хайлов, НПО им. Лавочкина, Россия

III.11 **МКА экологического мониторинга на базе унифицированной платформы**
А. Селиванов, Ю. Тучин, М. Новиков, Ю.Гектин, РНИИ КП,
Ю. Трифонов, А. Горбунов, НПП ВНИИЭМ, Россия

III.12 **Мониторинг аномальных аэрозольных эмиссий в районах тектонической деятельности с помощью лидаров на борту малых КА**
В. Алексеев, Г. Матвиенко, С. Соболев, В. Шаманаев,
ТРИНИТИ, Г. Райкунов, А. Рембеза, ЦНИИМАШ, Россия

III.13 **Малый аппарат как элемент перспективной системы обслуживания космических объектов**
В. Буланов, Г. Успенский, В. Иванов, В. Миронов,
ЦНИИМАШ, Россия

III.14 **Проблемы и перспективы развития систем дистанционного зондирования Земли на основе малых спутников**
А. Кузин, А. Дубовой, С. Пушкарский,
4ЦНИИ МО РФ, Россия

III.15 **Малоразмерный спутник ДЗЗ в ИК-диапазоне**
В. Ходжаев, Н. Пушкин, Р. Ачох, И Касаткин, НПО ИТ,
И. Струля, Ю. Аксенов, АООТ НПО "Композит", Россия

III.16 **Концепция малого спутника для ДЗЗ на базе перспективных оптико-электронных технологий**
И. Родионов, И. Родионова, НТЦ "Реагент", Россия

III.17 **Концепция и практическая реализация экологической географической информационной системы (ГИС) Ногинского района Московской области**
М. Воронцова, В. Жуков, Г. Лазарев, А. Ревков,
О. Черникова, С. Чистов, МГУ им. Ломоносова, Россия

III.18 **Перспективы создания международной системы глобального мониторинга озоносферы**
В. Уткин, В. Лукьященко, Г. Райкунов, А. Волков,
В. Торопчин, ЦНИИМАШ, Россия

III.19 **Повышенная облачность над районами сдвига земной коры как предвестник землетрясений и как объект контроля системой МКА**
В. Алексеев, ТРИНИТИ
Т. Бибикова, Т. Проскурякова, МГУ им.Ломоносова, Россия

III.20 **Новая методика системного анализа аэрокосмических изображений в целях экологических оценок и прогноза полезных ископаемых**
В. Уткин, В. Лукьященко, Г. Райкунов, А. Волков,
ЦНИМАШ, В. Садовничий, В. Александров, В. Жуков,
Г. Лазарев, В. Максимов, Ю. Фивенский,
МГУ им. Ломоносова, Россия

III.1 **Role and Place of Small Spacecraft for Earth Remote Sensing in Part of Information Provision for Social-Economical and International Collaboration Tasks Solution**
Yu. Kienko, E. Lukashevich, V. Gorelov, PRIRODA State Center, Russia

III.2 **High Accuracy Space Based Radiometry - Strategic for Standardization**
R. Datla, R. Sanders, A. Parr, OTD NIST,
V. Privalsky, SDL, USA

III.3 **A Near Real-Time Data Distribution System for the Brazilian Remote Sensing Satellite**
J. Kono, H. Carvalho, INPE, Brazil

III.4 **Prospects for Creation of International Space System of Earth Remote Sensing**
V. Utkin, V. Lukjashchenko, G. Raikunov, A. Volkov,
A. Lukjashchenko, S. Afanasiev, TsNIIMASH, Russia

III.5 **A New Method of Integrated Investigations of Natural Resources of the Earth and Other Space Bodies Applying Remote Sensing Data**
V. Utkin, V. Lukjashchenko, G. Raikunov, A. Volkov,
TsNIIMASH, V. Sadovnichy, V. Alexandrov, V. Zhukov, **M.Lomonosov**
G. Lazarev, V. Maximov, Yu. Fivensky, MGU, Russia

III.6 **Studying Dynamical Processes on the Earth and the Sun by Using a Set of Small Satellites with Aim of Its Application to Geology and Ecology**
V. Oraevsky, V. Alekseev, IZMIRAN, Russia

III.7 **Solution of the Earth Remote Sensing and Communication Task on the Base of Using Small-Size Spacecraft**
V. Viter, NPO MASH, I. Osipov, MNIIP,
K. Cherevkov, RNII KP, E. Malamed, LOMO,
V. Karasev, OPTEX, A. Lipatov, 16TsNII MO, A. Grotsenko,
IKTs "Severnaya Korona", Russia

III.8 **Small Spacecraft for Perspective Operative Russian Space Systems for Climate, Environment and Near Earth Space Monitoring in Natural Conditions and under Antropogenic Impact**
S. Avdjushin, Y. Romanovsky, G. Tulinov, ROSHYDROMET,
Fedorov IPG, Russia

III.9 **Basic Principles of Integration and the Problems of Development the Technique of Remote Optical Range Probing in Space Environment**
B. Smirnov, O. Korotkov, KB TM, Russia

III.10 **Earth Remote Sensing Low-Orbit Small Spacecraft Concept**
G. Malyshev, A. Svotin, NIIPME MAI, V. Lamzin, MAI,
I. Maglinov, M. Khailov, Lavochkin NPO, Russia

III.11 **Small Spacecraft for Ecological Monitoring on the Basis of a Unified Platform**
A. Selivanov, Yu. Tuchin, M. Novicov, Yu. Gektin, RNII KP, Yu. Trifonov, Russia

III.12 **Small Satellites Lidar Monitoring Anomalous Aerosols Emissions in the Regions of Tectonic Activity**
V. Alekseev, G. Matvienko, S. Sobolev, V. Shamanaev, TRINITY, G. Raikunov, A. Rembeza, TsNIIMASH, Russia

III.13 **Small Apparatus as an Element of Perspective System Service of Space Objects**
V. Bulanov, G. Uspensky, V. Ivanov, V. Mironov, TsNIIMASH, Russia

III.14 **Problems and Perspectives of Development of Earth Location Systems Based on Small Satellites**
A. Kuzin, A. Dubovoi, S. Pushkarsky, 4TsNII MO, Russia

III.15 **Satellite of a Small Size of Remote Sounding of Earth in Infrared Range**
V. Khodjaev, N. Pushkin, R. Achokh, I. Kasatkin, NPO IT, I. Strulia, Yu. Aksenov, NPO Kompozit, Russia

III.16 **Earth Remote Sensing Satellite Concept Based on Advanced Opto-Electronic Technology**
I. Rodionov, I. Rodionova, NTTs Reagent, Russia

III.17 **Concept and Implementation of the Noginsk Geographical Information System of the Moscow Region**
M. Voronova, V. Zhukov, G. Lazarev, A. Revkov, O. Chernikova, S. Chistov, MGU, Russia

III.18 **Prospects of Developing an International System for Ozonosphere Global Monitoring**
V. Utkin, V. Lukjashchenko, G. Raikunov, A. Volkov, V. Toropchin, TsNIIMASH, Russia

III.19 **Enhanced Cloudiness over Crust Faults as a Precursor of Earthquake and as an Object for Monitoring with System of Small Space Satellites**
V. Alekseev, TRINITI, T. Bibikova, T. Proskurjakova, MGU, Russia

III.20 **New Technique for Systems Analysis of the Space Images for Ecological Assessment and Complex Analysis of Natural Deposits and Forecast of Natural Resource Sizes**
V. Utkin, V. Lukjashchenko, G. Raikunov, A. Volkov, TsNIIMASH, V. Sadovnichy, V. Alexandrov, V. Zhukov, G. Lazarev, V. Maximov, Yu. Fivensky, MGU, Russia

Роль и место малых космических аппаратов ДЗЗ в части информационного обеспечения решения задач социально-экономической сферы и международного сотрудничества

Ю.Киенко, Е.Лукашевич, В.Горелов
Госцентр "Природа"
105264 г. Москва, ул. Верхняя Первомайская, 46
Факс: 164-49-07

Реферат

Потребности в космической информации (КИ) быстро возрастают, постепенно приближаясь к уровню, который может быть определен так: "информации никогда не бывает слишком много и она должна быть собрана как можно раньше".

Практика показала большие потенциальные возможности применения дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) при решении широкого круга задач практически во всех направлениях экономики и социальной сферы. Однако, реальная область использования космической информации составляет на сегодня лишь малую часть потенциальной. Главной причиной этого является то, что существующие и разрабатываемые космические системы ДЗЗ весьма далеки от идеальной, удовлетворяющей всем требованиям пользователей, системы. В этом смысле появление малых КА, оснащенных аппаратурой ДЗЗ высокого пространственного разрешения и объединенных в систему, открывает возможность перейти от "меньшей" к "большей" и даже "очень большой" степени приближения системы ДЗЗ к идеальной.

Система МКА с аппаратурой ДЗЗ в настоящее время представляется практически единственной отечественной разработкой, способной составить реальную конкуренцию на мировом рынке информационной продукции и услуг в области ДЗЗ. Она сыграет важную роль в обеспечении информационной обеспеченности страны.

Уменьшение себестоимости получаемой космической информации создает предпосылки для привлечения источников негосударственного финансирования проекта.

Роль и место системы малых космических аппаратов ДЗЗ

Космические системы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) являются типичными информационными системами, предназначенными для обеспечения отраслей социально-экономической сферы и органов государственного управления данными о природных и техногенных объектах, явлениях и событиях. Для безупречного соответствия своему назначению такие системы должны удовлетворять следующим основным требованиям, сформулированным с учетом четвертьвекового отечественного и зарубежного опыта ДЗЗ из космоса:

1) обеспечение глобального обзора поверхности суши и Мирового океана;

2) обеспечение зондирования Земли во всех возможных диапазонах электромагнитного спектра в видимом, ИК и радио– диапазонах;

3) обеспечение зондирования Земли с максимальным пространственным разрешением не хуже 1м;

4) обеспечение возможности получения комплексной (во всех диапазонах спектра) информации на любой район земной поверхности;

5) обеспечение возможности квазинепрерывного наблюдения любого участка местности в любое время суток при любых погодных условиях;

6) обеспечение возможности доставки информации пользователю практически в реальном масштабе времени.

При всем этом очевидным является желание максимально возможной минимизации затрат на создание и надежную эксплуатацию космической системы ДЗЗ.

Используемые в настоящее время отечественные и зарубежные космические средства ДЗЗ в той или иной степени соответствуют (с учетом реализованных военных космических программ) лишь первым трем требованиям. Между тем расширение круга решаемых с использованием космической информации проблем (с учетом задач мониторингового типа , а также чрезвычайного характера) заставляет искать пути не только обеспечения более полного соответсвия возможностей космических систем ДЗЗ первым трем требованиям, но и удовлетворения всем остальным. Однако, непомерно высокая стоимость традиционно тяжелых КА типа“Landsat”, “Spot”, “Ресурс-ДК” и др. не позволяет осуществить развертывание необходимых спутниковых группировок. Выход из создавшегося положения очевиден – переход от КА тяжелого класса к малым космическим аппаратам (МКА) и развертывание сравнительно недорогой космической системы МКА ДЗЗ, обеспечивающей в той или иной мере (в зависимости от количетва МКА в системе) выполнение сформулированных выше трех последних требований к фактически “идеальной” космической системе ДЗЗ.

Система МКА ДЗЗ не только будет отвечать всему комплексу сформулированных требований, но также создаст предпосылки к снижению себестоимости космических данных и к возможности постепенного перехода от затратных космических комплексов ДЗЗ к прибыльным, что подтверждается многочисленными экспертными прогнозами влиятельных на мировом рынке информационной продукции и услуг в области ДЗЗ компаний. Кроме этого, система МКА ДЗЗ будет обладать рядом достаточно очевидных качеств, отсутствующих в современных космических средствах ДЗЗ, таких в частности как:

1) гибкость – поскольку многочисленные функции, выполняемые в настоящее время многоцелевыми КА, можно будет разделить между несколькими спутниками, что не представит проблемы из-за их сравнительно небольшой стоимости;

2) надежность – потеря одного спутника для большой орбитальной группировки не приведет к существенному снижению ее эффективности и, к тому же, может быть быстро восполнена;

3) большая восприимчивость к новым техническим и технологическим достижениям – новые КА будут создаваться и запускаться чаще, чем в

настоящее время и, следовательно, для внедрения новых разработок откроются более благоприятные возможности;

4) серийное производство – переход от создания единичных больших КА к серийному производству унифицированных изделий позволит снять множество технологических проблем и уменьшить их стоимость ;

5) возможность широкого привлечения внебюджетных источников финансирования;

6) гарантированность выполнения заявок.

Разработка и развертывание системы МКА ДЗЗ открывает широкие возможности для международного сотрудничества . Например в плане :

1) организации широкой кооперации с зарубежными партнерами по использованию мировых дилерских и телекоммуникационных сетей для распространения КИ высокого пространственного разрешения;

2) создания совместных предприятий для обработки и распространения (внедрения) информационных продуктов и услуг;

3) ориентации на использование лучших мировых достижений в области создания аппаратно-программных средств и передовых технологий глубокой межотраслевой обработки КИ и адаптацию наиболее эффективных программных средств к российским особенностям с участием фирм-разработчиков этих программных продуктов;

4) привлечения зарубежных инвестиций на самых различных (но непременно взаимовыгодных) условиях.

Возможен и более радикальный вариант международного сотрудничества — совместная разработка и создание международной системы МКА ДЗЗ. Такая система могла бы обеспечить решение глобальных задач, в частности экологического направления.

Вариант системы МКА ДЗЗ "минимально разумной конфигурации"(по нашему мнению) — это система из расположенных в плоскости околокруговой солнечно-синхронной орбиты шести МКА, обеспечивающая детальное наблюдение любого района земной поверхности один раз в сутки. Средняя высота орбиты космических аппаратов такой системы должна быть порядка 620 км. Суточная периодичность наблюдения наземных объектов достигается с использованием маневров разворота МКА по крену на угол до ±32°. Съемка в видимом диапазоне спектра электромагнитных колебаний возможна либо на восходящей, либо на нисходящей части витка, в радиодиапазоне — на всем витке. При использовании в качестве бортовой аппаратуры ДЗЗ оптико-электронной камеры типа "Монитор" возможно получение многозональной информации в видимом диапазоне спектра с разрешением порядка 3м.

Уменьшение интервала периодичности наблюдения наземных объектов возможно только путем увеличения количества МКА в системе. Так для достижения почти идеального случая наблюдения любого объекта каждые полтора часа состав системы необходимо расширить до девяносто шести космических аппаратов с различной комплектацией бортовой аппаратуры, обеспечивающей зондирование на освещенной и неосвещенной стороне земной поверхности.

Космическая информация, получаемая с помощью аппаратуры ДЗЗ системы МКА, позволит совершить качественный скачек в информатизации страны, что вытекает из следующего.

Ю.Киенко

1. Потенциальные возможности данных ДЗЗ в геоинформационных системах в полной мере будут реализованы лишь в случае возможности их обновления и дополнения на регулярной основе, что с помощью только существующих и разрабатываемых космических систем ДЗЗ затруднительно. Картографические источники, питающие информацией ГИС, требуют постоянного обновления своих баз данных. Информационные источники этих баз данных, сопряженные с пространственными характеристиками, в свою очередь, питаются и поддерживаются в большей части данными дистанционного зондирования Земли. Возможность регулярного получения материалов ДЗЗ в необходимых объемах и требуемого качества из предлагаемых к разработке космических систем ДЗЗ обеспечивает только система МКА.

2. Эксплуатация системы МКА с аппаратурой ДЗЗ позволит в полной мере реализовать, возможно, самое важное, "рынкообразующее" требование пользователей - надежность (гарантию) выполнения заказа на съемку, что с помощью только штатных и перспективных космических средств ДЗЗ (типа "Ресурс-ДК") невозможно. Идеальный вариант функционирования такой системы - возможность наблюдения любого объекта в любое время. Этой способностью не обладает ни одна из существующих или проектируемых космических систем ДЗЗ.

3. Для использования материалов космической съемки при решении задач мониторинга и предупреждения о чрезвычайных ситуациях критическим параметром является периодичность съемки. По этому критерию система МКА не имеет аналогов, обеспечивая практически постоянный обзор произвольного района земной поверхности.

4. Космические снимки обеспечивают создание объективной основы для количественной и качественной оценки взаимодействия и взаимовлияния существующих природных и социально-производственных структур, степени и направленности их изменений, происходящих в результате этих взаимоотношений, имеющих ресурсно-хозяйственный характер. Существующие в настоящее время съемочные системы позволяют получать космические снимки с разрешением, обеспечивающим возможность их использования при:

– изучении и картографировании антропогенных (в т.ч. техногенных) и природных процессов и явлений, вызывающих нарушение и загрязнение окружающей среды;

– определении их формы и видов воздействия на окружающую среду (в основном по индикационным признакам);

– выявлении (на локальном и местном уровнях) объектов воздействия и его результатов (как по прямым, так и по косвенным или индикационным признакам).

Информация ДЗЗ с системы МКА повысит полноту решения экологических задач, впервые позволив осуществлять экологический мониторинг в полном смысле слова.

5. Постоянный и надежный контроль прибрежной 200-мильной Исключительной экономической зоны (ИЭЗ) является одним из составляющих требований по национальной безопасности для всех стран, имеющих морские границы. Задачи такого контроля в настоящее время решаются крайне неэффективно. Зарубежный и отечественный опыт, а также результаты специальных исследований однозначно показывают, что

Ю.Киенко

задачи эффективного контроля ИЭЗ России могут быть успешно решены только совместным использованием морских, наземных, воздушных и космических средств. В этом смысле система МКА является единственной космической системой ДЗЗ, отвечающей основным требованиям: непрерывность, круглосуточность, всепогодность наблюдения при высоком пространственном разрешении.

6. Аэросъемка имеет определенные преимущества перед космосъемкой в части большей гибкости реагирования на изменение метеоусловий или удовлетворения срочных заказов и ряд других. Однако в случае системы МКА положение обратное — космические средства ДЗЗ оказываются более способными быстро реагировать на изменение метеоусловий или выполнить срочный заказ на съемку за счет непрерывности обзора.

7. Можно ожидать существенного расширения внутреннего рынка космической информации за счет увеличения его ёмкости, которое реально по следующим причинам :

– увеличение количества потребляемого продукта традиционными потребителями;

– появление новых пользователей, обусловленное уникальностью получаемой информации;

– появление нового качества развития отечественных ГИС — переход в перспективе к полной интеграции с системами ДЗЗ, в качестве которых система МКА не будет иметь конкурентов.

8. В настоящее время на мировом рынке материалов космических изображений высокого пространственного разрешения происходят изменения, носящие принципиальный, качественный характер, заключающийся в резком повышении конкурентной борьбы, возникновении множества неправительственных фирм и организаций, разрабатывающих новые КА для получения изображений высокого пространственного разрешения. Соответственно устанавливаются новые стратегические партнерства для получения и обработки данных с добавлением стоимости, их распространения и сбыта. Система ДЗЗ с МКА в настоящее время представляется практически единственной перспективной отечественной разработкой, способной оказать реальное влияние на формирование мирового рынка материалов космических изображений.

Ю.Киенко

Role and place of small spacecrafts (SS) for Earth remote sensing (ERS) in part of informational provision for social-economic and international collaboration tasks solution

Yu. Kienko, E. Lukashevich and V.Gorelov
State Center "Priroga"
Russia, 105264, Moscow, Verkhnyaya Pervomayskaya str., 4b
Fax: 164-49-07

Abstract

Needs for space information increase rapidly; they gradually approach to the level which can be determined in following way: "The volume of information never can be too high and it should be collected as soon as possible".

Practice shows great potential opportunities for Earth remote sensing (ERS) applications in solution of broad list of tasks (practically at all economic and social areas). However the real area of space information applications is a small part of potential area. The main reason of this is that existing and developed ERS space systems are too far from the ideal system meeting all users requirements. In this sense, emergency of small spacecrafts (equipped by ERS sensors with high spatial resolution and integrated into the system) opens the opportunity of transition from "smaller" to "greater" and even to "very greate" degree of approaching ERS system to ideal state.

Small spacecrafts (SS) system now is practically the single home development which can be a real competitor to another systems at the world market of information products and services at the ERS area. It will play the important role in the provision of information support of country.

Reduction of prime cost of obtained space data creates preconditions for attracting non-governmental funding sources for the project.

Role and place of ERS small spacecrafts system

Space systems for Earth remote sensing (ERS) are typical information systems: they are intended for providing social-economic branches and governments by data about natural and technogenic objects, phenomena and events. For the purpose of irreproachable accordance to their assigment such systems should meet following main requirements, based on the home and foreign experience of space ERS during a quarter of century:

1) provision of global coverage for land and ocean surfaces;

2) provision of ERS at all possible ranges of electromagnetic radiation spectrum including visible and IR bands and radio frequencies;

3) provision of ERS with maximum spatial resolution not worse than 1 m;

4) provision of collecting complex (at all spectral bands) information for any area of Earth surface;

5) provision of quasi-continuous observations for any area at any time of day and night at any weather conditions;

6) provision of near real-time data delivery to user.

At all these conditions there is the evident desire for maximum possible reduction of costs for development and reliable operation of ERS space system.

Home and foreign space tools for ERS used now to some degree meet (taking into account realized military space programs) only three first requirements. Meantime growing list of tasks to be solved (including environmental and disaster monitoring) compels to seek ways not only for provision of more full correspondence of ERS space systems with three first requirements, but for correspondence with all another, too. However, the excessively high cost of traditionally heavy (large) "Landsat", "SPOT", "Resource-DK" and other spacecrafts doesn't allow to carry out deployment of neccessary satellite constellations. The way out of the situation is evident - transition from large spacecrafts to small ones and deployment of comparatively inexpensive ERS SS space system providing to some degree (depending on amount of SS in the system) meeting of above formulated three last requirements for really "ideal" ERS space system.

The ERS SS system will not only meet all list of above formulated requirements, but it also will create the preconditions for reduction of space data prime cost and for possibility of gradual transition from expensive ERS systems to profitable ones; this fact is confirmed by numerous expert forecasts of companies having the influence at the world market of information products and services in ERS area. Additionally, ERS SS system will have a number of sufficiently evident features, which don't have modern ERS space systems. Particularly, these features include following:

1) flexibility - so far as numerous functions carried out now by multipurpose spacecrafts can be divided between few satellites; this will not be a problem because of their comparatively low cost;

2) reliability - a lost of one satellite for large spacecraft constellation will not lead to significant reduction of its effectivity, and, besides, can de filled quickly;

3) strong sensitivity to new technical and technological achievements - new spacecrafts will be developed and launched more often than now, and therefore, more favourable opportunities for introduction of new developments will be opened;

4) serial production - transition from development of single large spacecrafts to serial production of unificated hardware will allow to solve a number of technological challenges and to reduce the cost of products;

5) possibility of broad attraction for non-budgetary sources of funding;

6) guarantee for filling of requests.

Development and deployment of ERS SS system open wide opportunities for international cooperation. For example for:

1) organization of wide cooperation with foreign partners on using of world dealers and telecommunications networks for distribution of high spatial resolution space data;

2) creation of joint ventures for processing and distribution (introduction) of information products and services;

3) orientation for using best world achievements at hardware and software development and at advanced technologies for profound inter-branch processing of space data and also for adaptation of most effective software for "Russian peculiarities" with participation of companies -developers;

4) attraction of foreign investments at different (but certainly mutually beneficial) conditions.

There is a possibility for more radical version of international colloboration - joint development and creation of international ERS SS system. Such system could provide solution of global tasks, particularly, the ecological ones.

One ERS SS system version with "minimally reasonable configuration" (by our opinion) is the system of six SS settled at the plain of near-cirlular sun - synchronous orbit; this system provides detailed observations for any area of Earth surface one time of day and night. The average on-orbit altitude for spacecrafts of such system should be about 620 km. The daily periodicity for ground objects observations is achieved by SS bank maneuvres at the angle up to $\pm 32°$. Observations at visible range of electromagnetic oscillations spectrum are possible either at ascending or descending part of the orbit; observations at radio frequencies range are possible at the whole orbit. When "Monitor" type opto-electronic camera is used as ERS on - board sensor, there is an opportunity for multiispectral data acquisition at visible range of spectrum with spatial resolution of about 3 m.

Reduced interval for periodicity of ground objects observations is possible only by increasing of SS number in the system. So, for achieving of "near ideal" case of any object observations every hour and a half the system should be expanded up to 96 spacecrafts with various on - board sensor systems providing observations for illuminated and unilluminated sides of Earth surface.

Space data obtained by ERS sensors of SS system will allow a qualitative leap into informatization of country; this is a consequence of following:

1. Potential opportunies of ERS data for geoinformation systems will be realized in full measure only at the case of their updating and regular completion; this is very difficult to do only by existing and developed ERS space systems. Cartographic sources providing information for GIS require regular updating of their databases. Information sources for these databases attended by spatial characteristics in its turn are provided and supported mainly by Earth remote sensing data. Possibility for regular acquisition of ERS data at neccessesary volumes and with required quality is provided only by SS system (the single system from proposed to development space ERS systems).

2. Operation of SS system with ERS sensors will allow in full measure the realiazion of (perhaps) most important "market-forming" demand of users - the reliability (guarantee) of carrying out the order for survey; this is impossible only by operational and prospective space tools of ERS (for example, "Resource-DK"). Ideal version for functioning of such system is the possibility for observation of any object at any time. Neither existing nor developed ERS space systems don't have this ability.

3. Periodicity of observatiions is a critical parameter for space data applications in solution of monitoring and forewarning about extreme situations tasks. On this criterion SS system doesn't have analogues; it provides practically continuons survey of any area of Earth surface.

4. Space data provide creating of objective basis for quantitative and qualitative assessments of interaction and mutual influence between the existing natural and social - industrial structures, of degree and trends of their changes resulting from these interrelations of resources - economic type. Existing survey systems allow to obtain the space data with resolution providing their applications at following areas:

- investigation and mapping of anthropogenic (including technogenic) and natural processes and phenomena resulting in destruction and pollution of environment;
- determination of their forms and types of influence on environment (mainly by indications);
- detection (at local level) of influencing objects and influencing results (as by direct as by indirect signs or by indications).

ERS information from SS system will increase completeness of environmental tasks solution; it (for the first time) will allow to provide real environmental monitoring.

5) continuous and reliable control for coastal 200-mile Exlusive economic zone (EEZ) is one of the constitutive requirements for national security at all countries having marine frontiers. Tasks of such control are solved now extremely uneffectively. Foreign and home experience and also results of special researches show that tasks of effective control for Russian EEZ can be successfully solved only by joint use of seaborne, ground - based, airborne and

spaceborne tools. In this sense SS system is the single ERS space system meeting following main requirements: continuous observations at any time of day and night at any weather conditions and with high spatial resolution.

6) air survey has certain advantages to space survey - it has more flexible reaction to changes of weather conditions or to carrying out rush requests; it has a number of other advantages. However, in the case of SS system the situation is opposite - ERS space tools are more capable of reaction on weather conditions changes or of carrying out rush requests for survey due to continuos observations.

7. significant expansion of home market for space data is expected due to increasing of its capacity which is real because of following reasons:

- increase of number for consumed product by traditional users;
- emergency of new users caused by unique characteristics of obtained information;
- new quality for home GIS development - transition (in prospects) to complete integration GIS with ERS systems; SS system will not have competitors in this affair.

8) there are some changes at the world market for space high spatial resolution data now; these changes are of fundamental and qualitative character - sharp increase of competition, emergency of numerous non-governmental companies and organizations developing new satellites for high spatial resolution imagery acquisiton. Accordingly, new strategic partnerships are established for acquisiton and value - added data processing and for their distribution and sales. Now, ERS SS system is practically the single prospective home developed system which can have real influence on forming of world space data market.

Yu. Kienko

Высокоточная космическая радиометрия - направления стандартизации

Раджу Датла, Роберт Сандерс, Альберт Парр
Отдел оптической технологии, НИСТ,
Гейтерсбург, Мэриленд 20899, США
Виктор Привальский
Лаборатория космической динамики
Университет штата Юта, Логан, Юта 84323, США

Унифицированная терминология и общепринятая практика анализа неопределенности абсолютно необходима для проектов космической радиометрии, выполняемых во всем мире, для обмена научными данными и результатами. Обмен научными данными ДЗЗ и анализ очень важны в наступающем тысячелетии из-за влияния на экономику всех наций таких факторов, как глобальное потепление, истощение озонового слоя, загрязнение газами спутного следа и изменение климата. Прогресс спутниковых технологий сделал доступными всем данные ДЗЗ. Однако, существуют различия в интерпретации результатов из-за недостаточных надежности долгосрочной калибровки и гарантии требуемой точности данных. В данной статье анализируется рекомендуемая практика внесения единообразия в терминологию и анализа неопределенности. Мы предлагаем также стратегию достижения требуемой точности для оптических данных ДЗЗ, использование будущей МКС в качестве платформы для обслуживания человеком стандартных датчиков для калибровки датчиков на других спутниковых платформах ДЗЗ.

High Accuracy Space Based Radiometry - Strategies for Standardization

Raju Datla, Robert Sanders and Albert Parr
Optical Technology Division, NIST, Gaithersburg, MD 20899
and
Victor Privalsky
Space Dynamics Laboratory, Utah State University, Logan, Utah 84321

Uniform terminology and common practices of uncertainty analysis are absolutely essential for space based radiometry projects around the world to exchange scientific data and exults. The need for the exchange of remote sensing scientific data and analysis is of great importance for the coming millennium because of the economic impact for nations around the world addressing issues of global warming, ozone depletion, trace gas pollution and climate change. The advancement of satellite technologies enabled data acquisition by space based remote sensing as a common practice. However, there have been disagreements in the interpretation of results because of lack of long-term calibration reliability and assurance of required degree of accuracy in the data. In this paper, a recommended practice for bringing uniformity in terminology and uncertainty analysis will be reviewed. Also, we propose as a strategy to meet the accuracy goals for the remote sensing optical data, the use of the upcoming International Space Station (ISS) for providing a platform for manned and maintained SI traceable standard sensors for calibration of other remote sensing satellite sensor platform.

Система распределения данных в близком к реальному масштабе времени для бразильского спутника ДЗЗ

Жанио Коно и Химилкон де Карвальо
Бразильский институт космических исследований, ИНПЕ
Авеню Астронавтов, 1758
С. Жозе дос Кампос - СП-12227-010-Бразилия

В статье описывается система распределения данных, получаемых от Бразильского спутника ДЗЗ (SSR). Система предназначена для передачи данных непосредственно к пользователям в пределах нескольких часов через малые, дешевые и легко обслуживаемые приемные станции.

Система базируется на одной центральной приемной станции, принимающей данные со спутника и производящей начальную их обработку. После этого изображение в нужном формате передается пользователям через спутник связи на малые антенны и далее на персональные компьютеры пользователей. Такая схема позволяет в почти реальном масштабе времени передать информацию на большие пространства (как это имеет место в Бразилии).

A Near Real-Time Data Distribution System for the Brazilian Remote Sensing Satellite

Janio Kono and Himilcon Carvalho
National Institute for Space Research – INPE
Av. dos Astronautas, 1758
S. José dos Campos – SP – 12227-010 – Brazil
Phone: (55).12.345.6607 - Fax: (55).12.341.1890
kono@dss.inpe.br carvalho@dss.inpe.br

1. Introduction

Most of the problems concerning the monitoring of the Amazon region result from the lack of timely access to either environmental or illegal activities surveillance related data such as forest fires, river flooding, deforestation and drug traffic. This situation arises from the non-effectiveness of traditional satellite based remote sensing systems (e.g. LANDSAT, SPOT, etc.) in that they cannot provide real time imagery of the Amazon.

Indeed, to obtain an image, the end-user must contact commercial agencies, which will further contact mission and control centers to schedule the image recording to the next pass of the satellite over the concerned region. Afterwards, raw image data will be processed and given to the user, about 3 to 4 months later. The usefulness of the received image will finally depend on the cloud covering conditions, which are generally a severe problem in the Amazon region.

This paper addresses the problem of providing users from the remote sensing community with a near real-time, low-cost system for the SSR images distribution, and presents the analyzed solutions along with the chosen system architecture.

2. Mission Summary

The SSR is a Low Earth Orbit satellite, placed in an equatorial ($i=0^{o}$) orbit, at a height of about 905 km. The on-board optical instrument will cover the equatorial region, from 5^{o}N to 15^{o}S, corresponding to a swath width of nearly 2200 km. This orbit provides a revisit rate of less than 2 hours, with up to 5 useful image acquisitions during daylight.

The satellite will carry an optical instrument, capable of covering the specified swath width of 2200km, (from 5^{O}N to 15^{O}S), corresponding to a total field-of-view of about 88^{O}, in the bands listed in Table 1 with the required spatial resolution.

Table 1 - SSR Bands and Resolutions

Bands	Wavelenght	Resolution
B1	0.440 to 0.505 μm	100m
B2	0.530 to 0.575 μm	100m
B3	0.650 to 0.680 μm	100m
B4	0.845 to 0.885 μm	100m
B5	0.895 to 0.990 μm	300m
B6	3.4 to 4.2 μm	600m

3. Communications System Configuration and Budgets

The idea of real or at least *near*-real time reception is at the heart of this mission, as explained in the introduction. To achieve this mission goal, direct transmission of images to the users is necessary. However, the choice of such transmission system should be guided by the low-cost and simplicity requirements.

Taking into account a swath with of 2200 km, 100m/600m ground resolutions and corresponding detector and pitch sizes, we have, according to Table 3, a data rate of nearly 52 Mbps, during the 15min of image acquisition time over Brazilian territory.

Table 3 – Data Rate Assessment

orbit period	103,09 min
ground resolution	100 m
detector size	6,50E-06 m
altitude	9,05E+05 m
Focal length	5,88E-02 m
Number of Pixels	18725
Satellite Ground Speed	7,40E+03 m/s
Integration Time	1,35E-02 s
Number of bands	6
Radiometric resolution	8 bits/pixel
Data Rate	51,7 Mbps

The main task of the communications system of the SSR mission is to make the image data available to users within the timeframe of one orbital period, that is, image acquired in orbit N should be received by the users before the begining of orbit N+1.

Two problems arise from this requirement:

- Of course, the high data rate from Table 3, associated to limited on-board available power for transmission and a large coverage region (corresponding to 90° optical Field-of-View) where users may be located, precludes the use of small fixed Earth antennas. (Indeed, the large radio-electric coverage area limits the gain of the on-board antenna.)

- Another interesting point is that most of potential users are not located within the Amazon region, but are mainly stablished in the southern and more developed part of the country.

In that perspective, it seems that direct transmission from SSR satellite to end-users is to be discarted by lack of direct visibility. Instead, an innovative image distribution system was devised, where the image data is received by a central station (located within the SSR coverage area) and then retransmitted to users through a geo-stationary communications satellite, as shown in Figure 1.

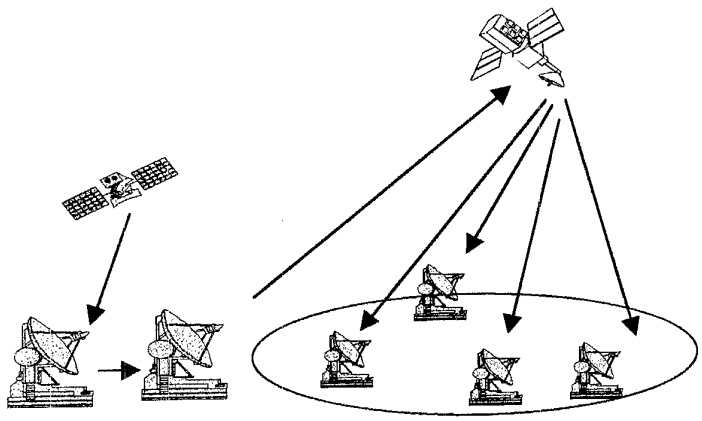


Figure 1.- SSR/GEO System Configuration

This system comprises three links:

1. from SSR to Central Station (CS),
2. from CS to a GEO third party communications satellite, and,

3. from GEO to remote stations

The first link is limited only by on-board power availability. Table 4, below, shows that for a central receiving station with a 11m diameter antenna, and 5W of RF on-board power, a link may be established in X-band (8.1 GHz) with a 3 dB margin, for end-of-visibility (maximum range, 3000 km) conditions for the satellite, with positive (1.7 dB) margin.

Table 4: SSR to Central Station Image Data Link Budget Summary

Frequency	8.1 GHz	
Data Rate	51,7E+6 Bps	77,13 DB
Required C/No (BER=1.E-6)		83,63 DB
Transmitter		
Power	5,00 W	7,0 DB
Antenna Gain		3.0 DB
EIRP		10,0 DBW
Receiver		
Ant. Diameter		11 m
G/T		30,00 dB/K
Losses		
Range	3000,00 Km (5° elevation angle)	
Free Space		-180,15 dB
Rain Atten.		-0,50 dB
Rx Depointing		-0,10 dB
Total Losses		-180,75 dB
Results		
K		-228,60 dBW/Hz/K
C/No		87,85 dB
Margin		4,2 dB

The second and third links, where data broadcast takes place, are mainly limited by GEO transponder band (usually 6 MHz) and time for data transmission (less than 1 orbital period). The huge amount of data, received by the SSR during its imaging period (which lasts about 15 minutes) must now be downloaded to users, during the rest of the orbit, at a rate limited by the transponder bandwidth. This limitation will be managed by introducing data compression as it is detailed in the next paragraph.

Table 5 shows data corresponding to such a link, for the hypothetical case of a 6m diameter transmitter antenna and a standard 2.4m C-band TV receiving antenna at the remote stations. The data was taken from the Brazilsat B series communications satellite manual.

A BER=1.0E-6 link can be established between the Central and Remote stations, for a 6.0 MHz bandwith, considering a 1:1.7 lossless compression of image data at Central Station prior to broadcasting. In this case, the period of time between two successive passes of the satellite is used for the broadcast transmission, in a lower rate than it was received from the SSR satellite, with a retransmition time margin of approximately 10 minutes, as it is shown in Table 5.

Table 5: Data Broadcast

Orbital Period	103,09 Min
Data Rate (+10% margin)	56,1 Mbps
Visibility Time	15,0 min
Compression Rate	1,7
Compressed Data Rate	32,99 Mbps
Available band on GEO	6,0 MHz
FEC	2/3
QPSK Modulation Efficiency	1,6 Bit/Hz
Max. Transm. Rate	6,4 Mbps
Retransmission time	77,3 Min
Time Margin	10,78 Min

4. System Architecture and Operation

Figure 2 shows the operational concept of the system, which involves a TMTC station, a data receiving and a transmitting station, 2 satellites (SSR and GEO) and a number of user-owned receiving stations.

The images acquired by SSR will be downlinked to the Central Receiving Station in Cuiabá, preprocessed and formatted to be broadcast to end users through the GEO satellite. The Control Center (in S. José dos Campos) is rsponsible for all satellite control activities and the Mission Center (in Cachoeira Paulista) is the focal point for users requests.

The link to a Central Station allows for some data processing prior to broadcasting, transmitting in this case more robust data to users. Also, traditional TVRO data encryption schemes, could be used for data protection or commercial use (if the end-user receiver has this capability).

Indeed, this architecture allied to a suitable data format for image transmission (like MPEG, already used in TVRO broadcasts) provides extreme flexibility, in that not only image data can be conveyed through the link, but also messages, other kinds of data (such as low resolution meteorological images), alerts, and software (e.g., updates for the image processing software that is used by the receiver station).

Besides that, the use of off-the shelf technology will lower the price of the receivers while maintaining a good degree of reliability and simplicity.

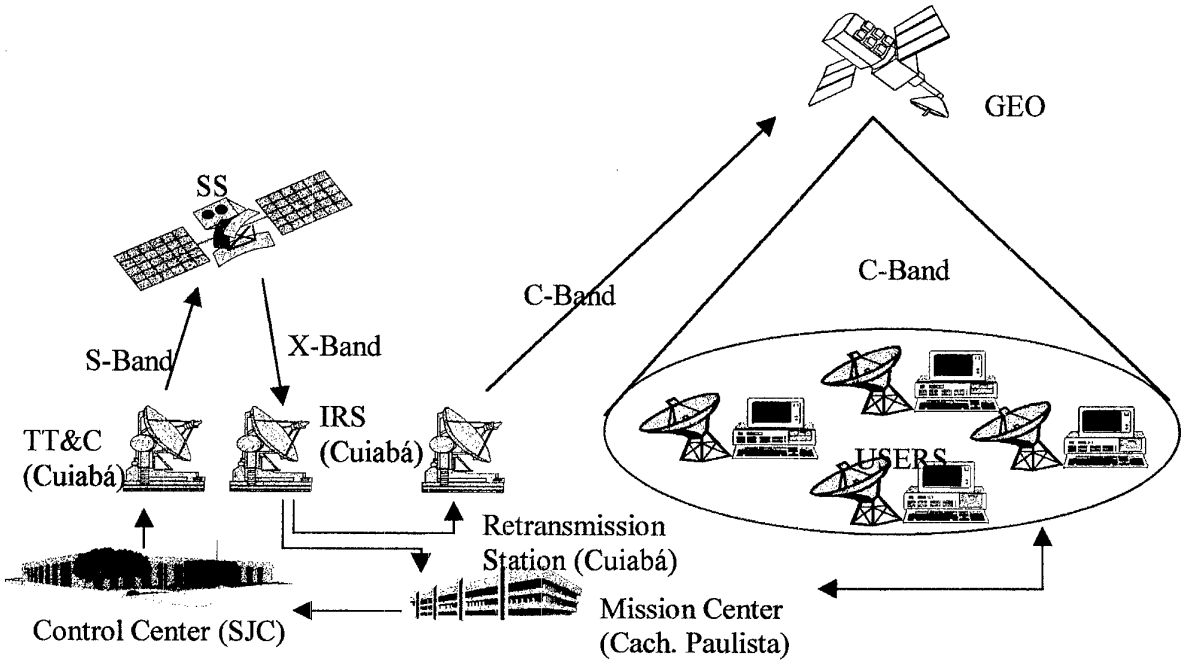


Figure 2: SSR System Elements

From the reliability point of view, the second link (GEO) does not seem to greatly increase the system complexity, since the broadcasting service may be routed through different transponders or even satellites in case of malfunctions.

6. Conclusions

Short-term monitoring and planning regarding rapidly evolving environments, such as the Amazon rain forest, constitute a challenge due to the lack of available high temporal and spatial resolution images of those regions. Indeed, while traditional providers (LANDSAT, SPOT, etc.) acquire global data on a monthly basis, cloud covering precludes the exploitation of more than two or three images per year, or even less.

The new data distribution system envisaged for the SSR mission attacks the core of this problem by providing end-users with a reliable, near-real time reception of robust, pre-processed image data.

The SSR satellite, scheduled to be launched in late 2001 will constitute an unvaluable instrument available to private users, scientific communities concerned about ecology and Earth resources related to the Amazon and Equatorial regions, as well as to governmental authorities in charge of the surveillance of those regions.

Перспективы создания международной космической системы дистанционного зондирования Земли

В.Ф.Уткин, В.И.Лукьященко, Г.Г.Райкунов, А.В.Волков,
А.В.Лукьященко, С.В. Афанасьев
Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

Реферат

Перспективная международная космическая система дистанционного зондирования Земли должна обеспечивать информационное сопровождение решения широкого класса задач. В состав задач, решаемых космическими средствами, входят задачи существенно различающиеся по требованиям оперативности (от 0.5 часа до 10 суток), пространственного (от 1 м до 10 км) и спектрального (от 1 до 20 нм) разрешения, предъявляемым к их решению. Требования к перспективной международной космической системе дистанционного зондирования Земли определяются требованиями, предъявляемыми к средствам мультиспектрального высокодетального наблюдения, решающих задачи оперативного наблюдения атмосферы и поверхности Земли.

В настоящей статье описывается перспективный проект по созданию бортового комплекса спектрометрической аппаратуры, включающий: спектрометрический комплекс УФ, видимого и ИК диапазонов и бортовую систему обработки изображения. Создание такой аппаратуры позволит существенно расширить класс задач ДЗЗ, решаемых космическими средствами, и даст возможность увеличить количество задач, решаемых параллельно при проведении съемки Земной поверхности.

PROSPECTS FOR CREATION OF INTERNATIONAL SPACE SYSTEM OF EARTH REMOTE SENSING

V. Utkin, V. Loukjashenko, G. Raikunov, A. Volkov,
A. Loukjashenko, S. Afanasiev
Central Scentific-Research Institute for Machine Building,
141070, Pionerskaya 4, Korolev, Moscow Region, Russian Federation

1. Abstract

A future international space system for the Earth remote sensing should provide the solution of a wide variety of problems. The problems, solved with space means, have an essential difference in the requirements to the operational efficiency (from 0.5 hours to about 10 day), spatial (from 1 m to 10 km) and spectral (from 1 nm to 20 nm) resolution of those means that provides their successful solution. Requirements to the instruments for multispectral high detail observations, used at operative observations of the Earth surface and atmosphere, determine the requirements to a future international space system for the Earth remote sensing.

In the paper a project of an onboard complex spectrometric instrument is described. The instrument includes: a UV, visible and IR spectrometric system and an onboard image-processing system.

Creation of the instrumentation will expand essentially the number of the earth remote sensing problems which can be solved with space data aid. The instrument application will also provide increase of the number of problems which could be solved simultaneously during the earth surface survey.

2. Introduction

During the last decades, due to the drastic growth of the man impact, a low efficiency and lack of coordination of the conservancy activity, a significant environmental degradation has been occurring. Industry-developed regions have undergone the most essential effect, since a high density of power plants, chemical, metallurgical factories and etc. in the said regions caused an uncontrollable overload of the environment, and generated conditions for emergency and potential dangerous event occurrences. Thus, in many developed industrial regions a need in urgent activities, providing environment monitoring, inspection and improvement of ecological conditions, appeared. One of the principle objects of environmental monitoring is a well-timed and full detection of the environment conditions and forecast of their trends. Space means for the Earth remote sensing make the most complete monitoring of such regions available, owing to the following advantages:

· easier techniques and organization, and consequently, a lower cost than ground and aerial means provide for local or regional monitoring;
· wide observation coverage;
· possibility of execution of the factor integration, i.e. integration of elements of the geosphere - atmosphere, hydrosphere, lithosphere, biosphere, antroposphere - in one image that provides a possibility for an analysis of their global and regional interaction, and also detection and control of a man impact;
· possibility of dynamic integration, when a series of images of the same region, received from the one and the same facility with a specified period, provides an analysis of the rhythm and trends of evolution for the regions under inspection;
· large-scale imagery availability that provides a generalization of ecological data to extract large-sized objects with no detail (which are needless in certain cases).

An environmental monitoring demands space observation means of high spatial and spectral resolution, and also a high operational efficiency of data delivery to a customer. E.g., the monitoring of points of atmospheric emission, soil contamination and also estimation and forecast of environmental conditions for a region requires the spatial resolution of (5...10) m at the spectral resolution of (1...2) nm, and the time of data delivery to a customer of some hours. To obtain reliable estimations of environmental conditions in regions, a combined processing of data in UV, visible and IR wavebands should be executed. Some problems of the monitoring demands also a combined processing of the data, obtained from a number of narrow spectral channels. It should be noticed that different goals of the monitoring need different combinations of the narrow spectral channels. Therefore, the development, manufacturing and testing of a UV, visible and IR multispectral spectrometric facility of high spatial (5-10 m) and spectral resolution (1 - 2 nm) is accepted as a primary task to create a space segment for the environmental monitoring.

However, the multispectral spectrometric technology (of the said high specifications) arises a problem of data transmission, since modern «space-to-Earth» radio links have a low level of the channel capacity (some 100 Mbaud) [1]. So far, the said problem has been solved by means of the power increase of a communication line (owing to an increase of the power of a transmitter or sizes of receiving and transmitting antennas). The maximum power level of an onboard transmitter is limited by the ruling international telecommunication laws. And an enlargement of an onboard antenna contradicts the principle of space vehicle sizes minimization. Nowadays, a new trend is indicated: transition to the application of mid- and small-type space vehicle technology for the Earth remote sensing. An enlargement of ground receivers causes a significant rise of the receiving station cost that results in impossibility of a receiving station implementation in regions in

the near-term time and limits drastically the number of space information users. Nevertheless, a high capacity channel of a «space-to-ground» radio link (up to 1 ... 10 Gbaud) is required to provide the acquisition of data of the high-resolution multispectral spectrometric facility project, submitted in the paper. In the authors' opinion, to meet the said requirements a specialized onboard image processing system (OIPS) should be developed which would reduce the data flows. The OIPS should provide realization of the following functions:

. compression of an image both with losses and with no losses of information;
. synthesizing of multispectral images;
. extraction of objects under specified spectral and spatial indications.

An insufficient efficiency and incompleteness of coverage of potential provincial customers is inherent to the present-day centralized system of reception and distribution of the satellite Earth remote sensing data. A future international space system for the Earth remote sensing must provide an environmental monitoring with the time of data delivery at the level of some ten minutes to some hours. The application of an onboard image processing system with an option of data compression makes the application of small receiving stations feasible for a real-time delivery of the space high-resolution data directly to regional customers.

So, a future international space system for the Earth remote sensing should include an onboard instrument of a high spatial and spectral resolution, an onboard image processing unit, ground small receiving stations and provide harmonization and coordination of the said equipment. Currently, a project of a complex spectrometric system creation for the Earth remote sensing is under development by the authors. The instruments designed to use in the system are planned as follows :

· onboard spectrometric system of a high spatial and spectral resolution;
· onboard image processing system;
· ground small space data reception station, including related software.

3. Onboard High Resolution Spectrometer

The history of creation and operation of high spatial resolution multispectral spectrometers is short. The first attempt of launch of an earth remote sensing satellite (*Lewis,* USA) [1] with an onboard alternative sample of the said equipment was terminated in failure in 1997. The satellite failed in orbit. Below, the *Lewis* multispectral spectrometric system is briefly described.

A spectrometer of a high spatial and spectral resolution (hyperspectrum instrument, HSI) was developed and manufactured by TRW. An onboard sample of the said system was lost with the *Lewis* satellite launch failure (USA) on August 22, 1997.

The HSI operates in three different modes and prepares for transmission up to 3 images per day (*Lewis* alternative). In the panchromatic mode the instrument operates in the waveband of (0.45...0.75) μm with the spatial resolution of 5 m and the coverage zone of 13 km, at 256 levels of signal quantization, an image of (13 x 13) km area is the result. In the first hyperspectrum mode the instrument operates in 120 spectral sub-channels in the waveband of (0,4...1,0) μm with the spectral resolution of 5 nm. The operational waveband of the second hyperspectrum mode is (0,9...2,5) μm, the spectral resolution is 6,25 nm, the number of sub-channels – 256. In the both hyperspectrum modes the spatial resolution is 30 m, the observation width is 7,7 km (an image of (7,7 x 7,7) sq. km area), the signal quantization is 4096 levels . The range of observation angles from nadir is ±22°. The values of spatial resolution and observation width are valid for the *Lewis* case (the sun-synchonous orbit of 502-km altitude). To detect and exclude then the areas, covered with clouds in the obtained images, *Lewis* had an onboard specialised computer. Besides, the satellite could operate in the regime when the sector of view of the *LEISA* mid-resolution instrument (also mounted on the satellite) could rotate toward the flight direction that provided a beforehand analysis of a cloudiness density along the trajectory and prevent the HSI operation over the objects under a cloudy coverage. In that way it was planned to avoid non-informative images. Images from the *Lewis* onboard HSI planned to be stored in a special onboard storage device (4 GByte capacity). The weight of the instrument was some 50 kg.

Besides the above system, the scientific equipment of the *Clark* satellite (USA) [1] is similar to the submitted multispectral instrument (with respect to the optical unit and the system of image processing). They plan to launch a multispectral spectrometer (*WorldView Imaging* development) which has the following performances: wavebands - (0,45...0,8) μm (panchromatic channel), (0,5...0,59) μm and (0,61...0,68) μm (multispectral channels); spatial resolution - 3 m in panchromatic and 15 m in a multispectral channel; observation zone - 6 km in panhromatic and 30 km in a multispectral channel; range of observation angles from nadir - ±30° (along and perpendicular to the flight trajectory); accuracy of the geodesic tie-in of images - 100 m. The possibility of the *Clark* instrument optical axis to rotate in a range of observation angles from nadir along the flight trajectory is developed to obtain stereoscopic imagery of objects during one flyby. Also an onboard compression of the obtained images with the compression factor of from 2 up to 100 has been planned. Besides, they plan implementation of on an onboard computer special algorithms for revealing indications of specified objects in an image. Then, the application of specified spectral indications provides the selection of both areas, covered with clouds, and various commercial objects of the earth remote sensing. An onboard storage device capacity of 1,37 GByte is planned.

Currently in Russia, the multispectral high resolution scanners of "*МСУ-Э*" series have been operating on board "*Resurs-O*" series spacecraft and "*Priroda*" module of "*Mir*" station [1-5]. The last "*МСУ-Э1*" [1] modification has the spatial resolution of 25 m (in perpendicular direction to the trajectory) and 34 m (along the trajectory), operational wavebands of (0.5...0.6), (0.6...0.7) and (0.8...0.9) μm, number of signal quantization levels is 256, the observation width of 45 km, the power consumption of 150 W, the weight of 27 kg.

Joint international efforts within the framework of the onboard ISS test development of elements of a future international system for the earth remote sensing could result in the creation of an onboard spectrometric system of a high spatial and spectral resolution with the following designed performances:

- waveband.....0,25-5,5μm
- spectral resolution:
  - operational band: 0,25...1,2 μm .....1 nm
  - 3,0...5,5 μm .....40 nm
- angular resolution, multispectral mode
  - operational band: 0,25...1,2 μm .....< 2,7″
  - 3,0 ....5,5 μm .....< 10,4″
- angular resolution, panchromatic mode.....< 1,5″
- observation width, multispectral mode
  - operational band: 0,25...1,2 μm .....$0,7^0$
  - 3,0.... 5,5 μm .....$0,74^0$
- observation width, panchrom. mode.....$1,0^0$
- range of observation angles (optical axis from nadir)
  - along the flight trajectory .....$\pm 30^0$
  - perpendicular to the flight trajectory.....$\pm 30^0$
- number of a signal quantization levels.....4096
- number of simultaneously processing channels :
  - multispectral image synthesis mode.....> 10
  - object extraction mode .....> 10
- ratio of image compression in one spectral channel:
  - no information losses .....2 - 5
  - with information losses 50
- weight .....< 100 kg
- power consumption .....< 150 W

The onboard spectrometric complex equipment is designed to use for multispectral imaging in the UV, visible and IR wavebands with a high spatial and spectral resolutions (in the UV and visible - 10 m and 1 nm, respectively, in IR - 40 m and 40 nm, respectively). The system consists of a scanning spectrometer, operational in UV, visible and near IR bands (0.25...1.2 μm) with the spectral resolution of 1 nm, IR scanning spectrometer (3.0 ... 5.5 μm) with the spectral resolution of 40 nm and a

panchromatic scanner (0.4 ... 0.8 μm). The principle of the scanning spectrometer operation is based on the diffractional holographic mirror scheme. This configuration provides manufacturing of a compact and simple device with no driven mechanical units that will increase its service life factor. To provide a tie-in of an image, a scanner of visible band is used in a panhromatic mode with a spatial resolution in two times higher than in multispectral modes (5 m). The weight of the system should not exceed 100 kg that will allow to mount it onboard a small spacecraft for the Earth remote sensing. To guide the objects of observation, the line of sight (optical axis) of a spectrometer should be able to rotate from the nadir direction in the range of angles of $\pm 30^0$ (along and perpendicular the trajectory of a flight).

4. Onboard Image Processing System

One of the problems of the complex scanning instrument development is its provision with processing, storage and transmission to ground of the data, obtained by a high resolution spectrometer. The imagery output in (0.25...1.2)-μm band with the 1-nm resolution is a set of images in 950 spectral channels, and in the (3.0... 5.5)-μm band at the resolution of 40 nm it is a set from 60 channels. Thus, the spectrometric instrument provides simultaneous acquisition of up to 1010 images in total.

At the spatial resolution of 10 m and orbital altitude of some 500 km the required time of output data reading of the spectrometer CCD is 1.5 ms. In the submitted spectrometer the designed dynamic range of signal is 4096, i.e. 12 bit per pixel is provided. If the observation width is 10 km, the data flow from one spectral channel is 8 Mbaud. However, the desirable width is 40 km that causes a data flow of 32 Mbaud. The total data flow on the instrument output is 8 Gbaud if the observation width is 10 km, and it is 32 Gbaud in case of 40-km coverage.

The maximum channel capacity of modern centers for space data receiving is some 100 Mbaud (of the future - up to 200 Mbaud) [1] when the ground dish diameter is not less than 5 m [3]. In case of space data reception by a small station, the maximum channel capacity of a radio link is approximately up to 10 Mbaud and the antenna diameter is about 2 m [1].

So, some difference occurs between the output spectrometer data flow values and the flows provided by a conventional ground station for real time data transmission. It means that in case of a real-time data transmission the satellite data flow must be reduced in some 2 orders of magnitude. In case of a buffer storage and a 20-minute communication session, the transmission of an image of (10 x 10) sq. km area at the information flow of 10 Mbaud is supported that is acceptable for a small reception station.

The complex scanning instrument should be experimentally tested and validated by application of new techniques, demanding both imaging in all operational spectral bands of the instrument and storage of data in an onboard storage device (which capacity is 15 Gbaud per frame). The instrument is planned for placing onboard the International Space Station with support of data reception at the space information center (with the channel capacity not less than 64 Mbaud).

In case of a normal operation of the instrument and data reception on a small receiving station (10 Mbaud channel capacity), the data flow must be reduced more than in 3 orders of magnitude. A normal operation mode does not require transmission of data in the all spectral channels. Usually, the required number to solve an ecology or economy problem varies from 3 up to 7 spectral channels. Therefore, to provide simultaneous execution by the instrument of a maximum number of tasks, it is necessary to process the data obtained in various spectral channels onboard a satellite, using an onboard image processing system with synthesizing of a multispectral image. Each task is provided with one synthesized multispectral image, in accordance with specified spectral channels. After multispectral synthesized images are obtained, a spatial compression of an image is executed. Such reduction of data flow allows to perform simultaneously up to 10 tasks of the remote sensing in a real-time mode.

After imaging of the Earth surface, it is necessary to perform an atmospheric correction of an image. For this purpose it is necessary to know the total concentration of the aerosol, ozone and others small gas components. To provide a high-accuracy correction the data from a number of spectral channels must be transmitted to ground on the each gas component. Therefore, an atmospheric correction should be executed by the OIPS. It will allow to increase the radiometric accuracy of an earth surface image. Imagery in the (3.0...5.5)-μm waveband requires to produce a radiometric correction of spectral channels by means of an onboard calibrator.

The onboard image processing system also should perform selection of the areas under cloudiness in an image. If the value of a cloud coverage of an object is more than a specified value (percent) then the onboard system operation control device removes that image and perform imaging of a preliminary-specified alternate object on the current or next orbit revolution. This mode of operation increases in several times the receiving of useful scientific and commercial images.

The small values of weight, power consumption, and also a capability to change the image processing algorithms are among the principle requirements to OIPS of a small satellite. Therefore, an OIPS of a future spacecraft should be realized on the basis of digital circuitry technology with application

of digital signal processors (DSP) and complex programmed logic devices (CPLD).

The data from a spectrometric system output should be transmitted to the ground by means of a radio channel with application of a method of the data digital protecting coding. It will reduce the cost of a reception station, increase integrity and reliability of the received data and capacity of a radio link.

5. Conclusion

The submitted analysis of the current state of the technology of high resolution spectrometric systems for operation on the board of earth remote sensing spacecraft has revealed a great demand in the development of a new complex spectrometer.

The new spectrometer performances provide the tasks of the earth remote sensing with the spectrometric data in UV (0.25...0.4 μm), visible (0.4...0.9 μm) and IR (0.9...1.2; 3.0...5.5 μm) wavebands with the number of a signal quantization of 4096 and the sizes of an image (10 x 10) sq. km. The information allows to solve a number of problems of the atmosphere surface layer control and also of environment protection.

The development and testing of the new complex system could be performed in the framework of an experiment program on board the international space station.

The current capacity of a «satellite-to-ground» radio link requires a data processing on board a space satellite. That leads to the need of creation of an onboard image processing system (OIPS) included in the structure of the spectrometer system. In case of a buffer storage and a 20-minute communication session, the transmission of an image of (10 x 10) sq. km area at the information flow of 10 Mbaud is supported that is acceptable for a small reception station.

The data from a spectrometric system output should be transmitted to the ground with digital protecting coding to provide the integrity and reliability of the received data and capacity of a radio link.

References

1. Гарбук С.И., Гершензон В.Е. Космические системы дистанционного зондирования Земли.- М., А и Б, 1997, 396, ил.

2. Итоги науки и техники. Исследования Земли из космоса. Том 1. Физические основы, методы и средства исследования Земли из космоса.// под ред. Я.Л.Зимана, 1987, 195.
3. Эскизный проект. Комплекс информационной аппаратуры подсистем «Ресурс-О» и «Океан-О»
4. Кравцов В.И. Космические методы картографирования.// под ред. Ю.Ф.Книжникова.-М., МГУ, 1995, 240, ил.
5. Киенко Ю.П. Введение в космическое природоведение и картографирование: Учебник для ВУЗов. М., Картгеоцентр-Геодезиздат, 1994, 212, ил.

Новый метод комплексного исследования природных ресурсов земли и других космических тел по результатам дистанционного зондирования

Уткин В., Лукьященко В., Райкунов Г., Волков А.

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

Ломоносов М.

Садовничий В., Александров В., Жуков В., Лазарев Г., Максимов В., Фивенский Ю.

Московский государственный университет им. М.В.Ломоносова

Создание перспективных космических систем дистанционного зондирования Земли и других космических тел всегда сопровождается разработкой эффективных алгоритмов и программ, позволяющих вести тематическую обработку данных космического наблюдения.

Последние десятилетия ознаменовались огромным прогрессом в деле обработки данных дистанционного зондирования. Заметно расширился арсенал методов дешифрирования, основанных на выявлении и использовании выявленных зависимостей между зафиксированными в аэрокосмических изображениях параметрами волновых излучений и характеристиками исследуемых объектов и явлений.

Все шире данные дистанционного зондирования используются для изучения недр Земли и других космических тел, в том числе для прогнозирования мест и глубины залегания, запасов, оценки условий эксплуатации и других характеристик полезных ископаемых. Для этого производят визуальный, измерительный или автоматизированный анализ интенсивности, спектрального состава, пространственной дифференциации и временной изменчивости зафиксированного в аэрокосмических изображениях излучения, приходящего от объектов на местности.

Для того, чтобы расширить возможности анализа данных ДЗЗ, используются не только прямые дешифровочные признаки, априорно известные или выявляемые в процессе целенаправленного исследования аэрокосмических изображений, но и косвенные признаки, широко используемые прежде всего при визуальном дешифрировании. Косвенными признаками обычно служат индикационные свойства рельефа, растительности, поверхностных вод, почв и грунтов.

При необходимости применяют цифрование, фотограмметрическую и фотометрическую обработку изображений, их геометрическую коррекцию, масштабирование, квантование, контрастирование и фильтрацию, синтезирование цветных изображений, в том числе с использованием различных фильтров и т.д.

Но тем не менее, надежных и эффективных алгоритмов и программ для тематической обработки данных ДЗЗ в целях прогнозирования и оценки минеральных и других природных ресурсов так и не было создано. Более того, можно констатировать, что богатейшие, практически

неисчерпаемые информационные ресурсы материалов ДЗЗ используются в целом весьма слабо.

Это побудило авторов доклада приступить к разработке оригинальной системы алгоритмов структурометрического анализа многоспектральных космических данных высокого пространственного и спектрального разрешения с целью решения задач поиска месторождений нефти, газа, угля, руд различных металлов и других полезных ископаемых и оценки условий их залегания. диапазонам и территориям материалов аэрокосмических съемок. Проведенные исследования позволили установить принципиально новый механизм целенаправленного выявления по данным □ЗЗ практически любых территориально распределенных или структурированных данных.

На этой основе была разработана комплексная компьютеризированная методика, позволяющая проводить научный анализ, прогнозировать размещение и устанавливать различные параметры нефтегазовых залежей и других объектов геологической среды, в том числе находящихся на больших глубинах. Эта методика оказалась также пригодной для определения приповерхностных объектов и явлений, в том числе величины и состава геохимического загрязнения компонентов ландшафта, для комплексной оценки напряженности экологической обстановки и решения многих научных и прикладных задач.

Методика была опробована на примере компьютерного обнаружения и комплексного анализа геологических объектов (залежей различных полезных ископаемых, карстовых полостей, суффозионных воронок и т.д.), геоморфологических, водных, почвенных и растительных объектов, физических (радиоактивные, электромагнитные и другие поля). На основе данной методики также отрабатывались приемы решения различных экологических задач (загрязнение территорий и акваторий тяжелыми металлами, диоксинами и другими вредными веществами и соединениями), анализа состояния хозяйственных земель, зданий и сооружений, объектов строительства [1,2 и др.].

Методика структурометрического анализа.

Предлагаемая методика дешифрирования данных ДЗЗ основана на широком использовании информационных свойств различных диапазонов излучения электромагнитных волн и проведении системного анализа аэрокосмических изображений, в которых всегда отражается характеристика недр Земли.

Суть методики заключается в специализированной многостадийной компьютерной обработке информации, содержащейся в материалах ДЗЗ, с целью выявления и анализа той ее части, которая в скрытой форме характеризует земные недра. При этом на каждом этапе исследования целенаправленно используются различные принципы считывания информации, содержащейся в данных ДЗЗ.

1. *Системный структурометрический анализ кольцевых структур.*

На первом этапе по методике Ю.И. Фивенского [1,3,4] проводится системный анализ кольцевых структур, контуры которых более или менее четко фиксируются в аэрокосмических изображениях разных масштабов, спектральных диапазонов и приборного оснащения аэрокосмической съемки.

Отметим, что наряду с известными ранее крупными кольцевыми структурами, радиусы которых достигают десятков, сотен и тысяч километров, в результате компьютерного анализа выявляются многочисленные малые структурные формы с радиусами от сотен до нескольких единиц метров. Такие кольцевые структуры, как показали результаты наших исследований, образовались не только на поверхности Земли и других космических тел, но и на различных глубинах под действием внутренних сил, проистекающих из глубин планет и звезд.

Таким образом, можно говорить не только о приповерхностных, но и о погребенных кольцевых структурах. Это по новому объясняет значительную дифференциацию на небольших площадях инженерно-геологических и иных свойств строения геологических толщ, образование зон уплотнения и разуплотнения геологических пород, возникновения залежей нефти, газа и других полезных ископаемых, проявление таких опасных явлений, как карст или солифлюкция.

Полевыми исследованиями было подтверждено, что в разных частях малых кольцевых форм наблюдается зональное изменение рельефа земной поверхности, уплотнение или разрыхление почв, изменение других инженерно-геоморфологических и геологических свойств грунтов, растительности и т.д.

Разработан и опробован в различных приложениях алгоритм, позволяющий выявлять с помощью материалов ДЗЗ различные параметры кольцевых структур. Этот метод позволяет вести структурометрический системный анализ кольцевых образований малого размера (которые на 1-3 порядка меньше кольцевых структур, известных из геологических классификаций). Использование информации, получаемой в результате компьютерного анализа аэрокосмических изображений высокого пространственного и спектрального разрешения, позволяет с высокой точностью (с ошибкой до 1 м и менее) определять глубину залегания горных пород с особыми свойствами.

Примером, иллюстрирующим работу данного алгоритма, служит геолого-геоморфологический анализ территории национального парка "Лосиный остров" на участке прохождения через него Московской кольцевой автомобильной дороги (МКАД) [1]. Использовался аэросъемочный материал в виде цифрового фотоплана с разрешением на местности 2 м/пкс. Аэросъемка произведена 26-28 июля 1996 г. в масштабе 1:15 000.

Первой стадией технологической схемы структурометрического анализа изображений служила оценка качества исходных цветных аэрофо-

Фрагменты цифрового фотоплана на территорию МКАД в районе лесопарка Лосиный остров

(зеленочувствительный слой материалов цветной аэрофотосъемки 26-28 июля1996 г в масштабе 1:15 000; оцифровано с разрешением на местности 2 м/пкс)



0 1 2 3 4 км

03800400 Номера фрагментов цифрового фотоплана

Территория пионерского лагеря

Рис. 1

© МГУ им. М.В. Ломоносова Географический факультет
Лаборатория "Московский регион"

тоснимков. На ее основе для последующей структурометрической обработки был выбран единственный достаточно информативный "зеленый" слой (рис. 1). Кроме того, на этой стадии было проведено геолого-геоморфологическое изучение исследуемой территории по фондовым и другим материалам. При этом авторы не располагали данными по геологическим скважинам и подробными сведений о топографии дневной поверхности, что существенно усложнило решение поставленной задачи геолого-геоморфологического анализа.

Учитывая это, на второй стадии исследования была разработана стратегия и технология структурной обработки изображений. Поэтому в использованную для анализа хорошо изученной территории Сатинского учебного полигона МГУ [1] версию структурометрического картографирования рельефа погребенных коренных пород по материалам аэросъемки были внесены необходимые изменения.

Существенные изменения в методике структурометрического картографирования рельефа погребенных коренных пород вызвала также направленность исследования на выявление очагов разрушения коренного субстрата, вызываемых тектоническими процессами и усугубляемых действием экзогенных факторов. Такие аномалии повышенной проницаемости земной коры (дробления коренного субстрата) проецируются на дневную поверхность и проявляются в неоднородности структуры изображения ее почвенно-растительного покрова даже ниже фациального уровня.

Фрагменты цифрового фотоплана обрабатывались раздельно по идентичной методике с применением оригинальных программ структурного анализа изображения. Анализ проводился с использованием скользящего окна 2 х 2 пкс с регистрацией частных значений мощности рыхлых отложений в каждом из них и последующим вычислением средних значений.

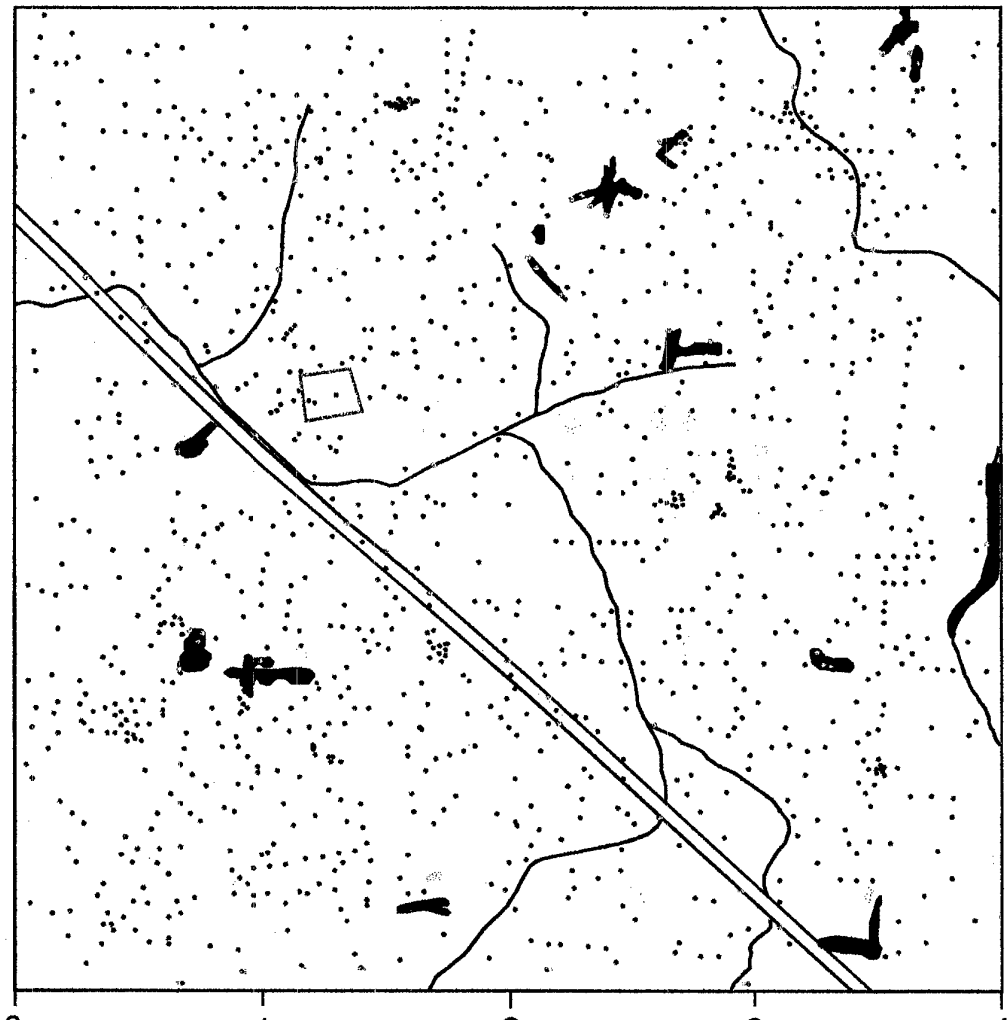
При выявлении очагов дробления коренного субстрата учитывались "окна", максимальное отклонение значений мощности в которых от арифметического среднего не превышало ±10%. Этим обеспечивалась формальная погрешность определений мощности рыхлых отложений ±5%. При таком значении критерия отбраковки измерений на территории общей площадью 16 км^2 выявлены 2325 очага повышенной проницаемости земной коры (рис. 2).

На третьей стадии была построена цифровая модель, характеризующая литогенное "качество" местности. Далее по измеренным значениям мощности рыхлых отложений в очагах дробления коренного субстрата была построена первая версия цифровой модели мощности рыхлых отложений, лежащих на древнем погребенном денудационном рельефе карбоновых известняков (рис. 3).

Отметим, что первая версия – это всего лишь первое приближение итерационно решаемой задачи. Привлечение не использованных нами данных бурения, отметок высот дневной поверхности и других сведений может существенно сократить число итераций и быстрее достичь требуемой точности определений. Однако даже первое приближение

Очаги дробления коренного субстрата на территории МКАД в районе лесопарка Лосиный остров

(карта составлена Ю.И.ФИВЕНСКИМ методом аэроструктурометрического зондирования субстрата по цифровому фотоплану с разрешением 2 м/пкс)



Полоса отчуждения МКАД

Территория пионерского лагеря

Современные водотоки

Очаги дробления коренного субстрата:

одиночные

групповые

Рис.2

© МГУ им. М.В. Ломоносова Географический факультет
Лаборатория "Московский регион"

ЦИФРОВАЯ МОДЕЛЬ
мощности рыхлых отложений на территорию МКАД в районе лесопарка Лосиный остров

(составлена Ю.И.ФИВЕНСКИМ методом аэроструктурометрического зондирования степени раздробленности коренного субстрата по цифровому фотоплану с разрешением 2 м/пкс)

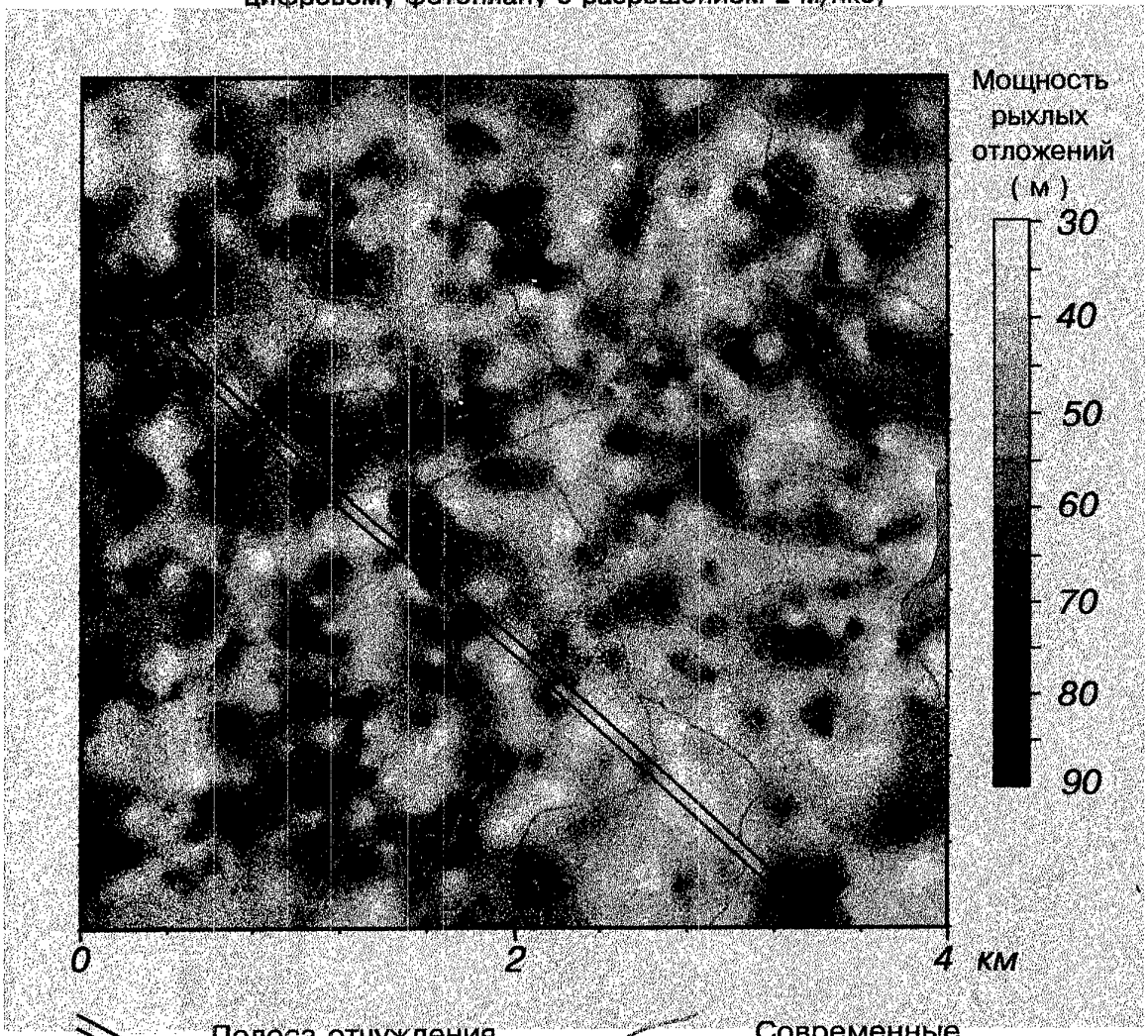


Рис.3

© МГУ им. М.В. Ломоносова Географический факультет
Лаборатория "Московский регион"

оказывается вполне эффективным для инженерных геолого-геоморфологических выводов.

На четвертой стадии была проведена оценка точности и достоверности полученных геолого-геоморфологических построений. Был проведен анализ и классификация "очагов" дробления коренного субстрата, выделены сообщества одиночных "очагов" линейного либо ареального типа.

По форме групповых "очагов" были сделаны выводы о степени активности линеаментов, образующих геологический узел. На данной территории наиболее активны процессы дробления коренного субстрата в субмеридианальном и субширотном направлениях. Второе по значимости место занимают прямоугольные сетки трещин диагонального направления с азимутом около 45°.

Укажем, что проведенная нами структурная обработка материалов аэрофотосъемки на расположенный в 6-ти км юго-западнее район станции Белокаменная Московской кольцевой окружной железной дороги выявила всего лишь 15°-ный азимутальный шаг с таким же преобладанием активности линеаментов субмеридианального и субширотного заложений.

Такое закономерное уменьшение значения азимутального шага линеаментов наблюдается при приближении к геологическим узлам, образованным разломами высокого ранга. Поэтому можно предположить, что в зоне действия такого узла и проходит данный участок МКАД. Об этом косвенно свидетельствует существенная заболоченность прилегающей к нему территории.

Чем выше ранг узла, тем более глубинные этажи земной коры способны влиять на формирование особенностей современной географической среды. По этим вертикальные столбам повышенной нарушенности сплошности (проницаемости) земной коры к дневной поверхности доставляются различного рода глубинные растворы и эманации (например, газы гелий и радон), небезвредные для человеческого организма.

Узловые структуры, представляя собой (как правило) депрессивные образования, в результате инфильтрации поверхностных вод аккумулируют и транспортируют вглубь Земли смываемые ими антропогенные загрязнители природной среды. Производительность такого массобмена каждого геологического узла строго определена природой. Но пока пороговые значения силы внешних воздействий на эти "поры Земли" наукой совершенно не установлены.

По компьютерной экспресс-карте мощности рыхлых отложений (рис. 3) было составлено представление о ряде существенных особенностей древнего рельефа местности на уровне коренного субстрата. Обращают внимание хорошо выраженные деталями древнего мезорельефа линеаменты, демонстрирующие блочную нарезку земной коры, особенно в районе пионерского лагеря, расположенного на геологическом узле, сформированном двумя разломами, пересекающими МКАД под углами 30° и 60°.

По разломам заложены долины предполагаемых древних водотоков шириной около 200 м и глубиной 25-30 м, по тальвегам которых располагаются бессточные карстовые котловины (на карте это – темные пятна). Характерны для данной территории и останцы (светлые пятна).

Точно такие же линеаменты и формы рельефа (однако меньшей глубины: 10-15 м) были обнаружены нами ранее в окрестностях станции Белокаменная МОЖД.

Установлено, что рисунок сети предполагаемых древних водотоков в целом подобен рисунку современных водотоков, но смещен относительно него на восток-северо-восток в среднем на 300 м. Это обстоятельство согласуется с известным принципом наследования современным рельефом древним погребенных форм.

Выявленные нами, по результатам структурометрического зондирования поверхности коренных известняковых пород, особенности облика погребенного денудационного рельефа не противоречат имеющимся геолого-геоморфологическим представлениям. Они служат доказательством достоверности полученных карт и возможности объективного прогнозирования по ним течения ряда природных процессов, в том числе и спровоцированного человеком характера.

В целом рассматриваемый участок МКАД в отношении условий эксплуатации его инженерных сооружений, по нашему мнению, нельзя отнести к разряду благополучных. Главную опасность представляют суффозионные просадки грунтов и вероятные проявления карста. На рабочие свойства полотна автострады могут оказывать влияние и происходящие по трещинам в земной коре тектонические подвижки ее блоков. В ряде мест полотно автострады испытывает постоянные продольные напряжения разрывного характера. Эти участки требуют повышенного внимания проектировщиков при реконструкции МКАД и инженерных служб автострады в процессе ее эксплуатации.

Другой неблагоприятный фактор связан с возможностью локальных превышений значений ПДК вредных для здоровья человека газовыделений из недр Земли (в частности, газа радона), особенно на территории пионерского лагеря. Это обстоятельство требует обязательного эманационного обследования местности.

Компьютерный структурометрический анализ кольцевых структур позволяет решать многие задачи поисковой геологии, общей и инженерной геоморфологии, ландшафтоведения, почвоведения, геоботаники и т.д. По результатам данных исследований можно проводить разработку конкретных научных рекомендаций инженерного, экологического и иного плана для участков земной поверхности локальной размерности, в том числе для отдельных зданий и сооружений, малых фрагментов землепользований, небольших водоемов, конкретных участков дорожной сети.

Анализируя изображения малых кольцевых форм, можно с достаточной детальностью устанавливать параметры залегания, мощности и состава толщ рыхлых и коренных отложений, определять их плотность, тектоническую или иную нарушенность, давать прогноз включений

гальки, прослоек глин, промерзания грунтов, водонасыщенности рыхлых толщ, устанавливать положение основных литологических разделов и т.д. Высокая точность таких определений глубины залегания кровли коренных отложений на территории Сатинского учебного полигона МГУ была доказана данными бурения.

Такая высокая точность определений дает множество практических приложений данной методики. Прежде всего она позволяет вести топографическую рисовку погребенного рельефа с учетом всех его усложнений, включая проявления останцов, карстовых провалов, отвесных стенок, грабенов и т.д. Высокая точность таких определений позволяет планировать широкое применение данной методики в научных исследованиях и на практике, например, при изучении оползней, обосновании строительства и эксплуатации скважин и других (в том числе подземных) сооружений.

Данная методика также эффективна в целях анализа и прогноза многопластовых залежей нефти и газа, контролируемых разными по глубине залегания литологическими разделами. Признаками их проявления будет служить наличие на данной территории и, соответственно на материалах дистанционного зондирования, определенных комплексов различных по величине малых структурных форм.

Для повышения точности измерений по аэрокосмическим материалам можно использовать комбинированный подход, когда данные разреженной сети опорного бурения будут дополняться фотограмметрическим анализом и экстраполяционной оценкой глубин залегания твердых толщ по всей исследуемой территории. При использовании даже разреженной сети геологических скважин в качестве опоры с помощью этого же метода можно определять рельеф погребенных отложений практически с детальностью современной топографической карты, достигая точности 3-5% от мощности рыхлых отложений.

2. Выявление резонансных частот и системный анализ электромагнитного излучения природных объектов

Вторым этапом комплексного структурометрического анализа служит выявление резонансных частот электромагнитного излучения природных объектов, фиксируемого в материалах дистанционного зондирования. Каждый такой объект имеет свое специфическое излучение, что является его отличительной чертой. Но это излучение может быть достаточно близким по спектру и другим характеристикам к излучению других аналогичных объектов данного типа и вида. На этом основании начата работа по созданию картотек излучений различных объектов и установлена возможность использования широкого класса методов распознавания образов для решения различных научных и прикладных задач.

Задача исследования состоит в установлении наиболее информативных резонансных частот, характерных для анализируемого объекта, и

изучении их пространственного и временного изменения. При этом, считываться могут не только текущие характеристики, соответствующие моменту съемки, но и осредненные величины, например, среднемесячные или среднегодовые; ретроспективные состояния, соответствующие прошедшим временным моментам и интервалам, а также прогнозные оценки ожидаемого развития событий в будущем.

Предметом исследования могут служить как отдельные частные характеристики анализируемых объектов, так и их системные совокупности. К примеру, данный метод использовался авторами на примере выявления и картографирования системной синтетической характеристики – степени напряженности экологической обстановки для различных территорий. В этом случае характеристики, с материалов дистанционного зондирования, совмещаются со многими другими картографическими, статистическими и иными данными.

К примеру, для территории Ногинского района Московской области в 1994 г. было проведено исследование напряженности современной экологической обстановки, ее ретроспективного изменения, начиная с 1900 г., и дана прогнозная оценка состояния на 2000 г. При этом учитывался уровень освоенности и заселенности территории района, развитие промышленности, транспорта, сельского хозяйства и других отраслей экономики и сферы обслуживания и их влияние на напряженность экологической обстановки.

В расчет также принимался уровень антропогенного изменения и загрязнения компонентов ландшафта, в том числе атмосферного воздуха, поверхностных и подземных вод, почвенного и растительного покрова. Кроме того, в анализ включались санитарно-эпидемиологические характеристики территории, учитывая заболеваемость населения и ее природную, социально-экономическую или экологическую обусловленность.

Отметим. что общие характеристики напряженности экологической обстановки не могут быть получены путем простого суммирования частных показателей, например, величин загрязнения компонентов среды, так как сумма таких величин не отражает механизма и результатов реальных взаимодействий, наблюдаемых в изучаемом территориальном природно-хозяйственном комплексе.

Прежде всего для получения интегральных оценок с помощью дешифрирования данных ДЗЗ должны быть установлено первоначальное состояние природных комплексов, которое было до начала хозяйственного освоения территории. Затем прослеживается степень антропогенного и природного изменения прежних природных комплексов (включая многообразие видов человеческой деятельности, разнообразие форм использования земель и т.д.) и многообразие реакций природной среды на антропогенные воздействия.

В результате проведенных исследований на территорию Ногинского района была составлена серия экспериментальных разномасштабных карт интегральной оценки напряженности экологической обстановки на территории района с использованием 10-балльной шкалы. За нуль

баллов принимался наиболее благоприятный в экологическом отношении уровень состояния природной среды (к нему приближаются многие природные комплексы, не испытавшие антропогенного изменения). За 10 баллов принимался максимальный уровень напряженности экологической обстановки, при котором жизнедеятельность человека невозможна (например, зона максимального радиоактивного загрязнения, экологическая обстановка в жерле действующего вулкана и т.д.).

Объективность этих карт была проверена последующими полевыми анализами загрязнения почв, атмосферного воздуха, поверхностных и подземных вод. Были установлены участки кризисной экологической ситуации, материалы изучения которых были переданы в администрацию района, правительство Московской области и Минэкологии России.

Отметим, что на картах разных масштабов были выявлены сотни кольцевых структур с зонально-волновым характером колебания напряженности экологической обстановки. Наличие таких кольцевых структур подтвердило большую роль процессов, протекающих в геологической среде, в формировании напряженности экологической обстановки и необходимость их пристального изучения и учета.

Оптимальным был признан подход, в котором первым этапом системного компьютерного дешифрирования служил изложенный выше структурометрический анализ кольцевых структур. При таком подходе выявление резонансных частот электромагнитного излучения природных объектов, фиксируемого в материалах дистанционного зондирования, позволяет уточнить и дополнить результаты изучения кольцевых структур.

Такая комплексная методика была опробована на примере создания по материалам аэрокосмической съемки карт прогноза залежей нефти и газа, металлических и других полезных ископаемых в разных районах Земли. Эти работы проводились в три стадии, на каждой из которых осуществлялось уточнение и детализация измерений исследуемых параметров. Проиллюстрируем ход работ на примере характеристики залежей руд черных, цветных и благородных металлов.

На предварительной стадии исследований осуществляется мелкомасштабный прогноз и предварительное региональное картографирование исследуемых территорий с целью выявления и промышленной оценки залежей металлических руд. Исходными данными при этом служат: фотографические, сканерные и иные космические снимки (черно-белые, цветные, спектрозональные и т.д.), например, полученные с помощью аппаратуры МСУ-СК, спутника "Ресурс-0" [5-7], а также общегеографические и геологические карты в масштабе 1: 200 000 – 1: 1 000 000.

На этой стадии проводится:

1. Общая оценка перспектив металлоносности рассматриваемой территории с предварительной характеристикой общей величины прогнозных запасов руды (млн. т) и металлов (тыс. т. каждого металла в руде).

2. Прогноз перспективных площадей залегания руд металлов (первая итерация) с характеристикой по каждой площади:

- объемов запасов руды (млн. т) и металлов (тыс. т каждого металла в руде);
- глубины залегания (относительной и абсолютной) кровли рудных тел (м);
- ширины, длины и мощности рудных тел (м);
- содержания металлов в рудном теле (%).

На стадии лицензирования участков производится уточнение и детализация данных предыдущей стадии анализа для наиболее перспективных из выявленных прогнозных участков залегания металлических руд. Исходными данными при этом служат: фотографические, сканерные и иные аэрокосмические снимки (черно-белые, цветные, спектрозональные и т.д.), получаемые с помощью аппаратуры МСУ-Э, спутника "Ресурс-0" и др. [5-7], топографические и геологические карты в масштабе 1: 50 000 – 1: 100 000.

На этой стадии проводится вторая итерация: прогнозной оценки залежей руд металлов с характеристикой:

- координат границ участков залегания руд с промышленным содержанием металлов;
- объемов запасов руды (млн. т) и металлов (тыс. т каждого металла в руде);
- глубины залегания (относительной и абсолютной) кровли рудных тел (м);
- ширины, длины и мощности рудных тел (м);
- содержания металлов в рудном теле (%);
- качества рудного сырья (содержания в % полезных и вредных примесей).

На стадии проведения детальных разведочных работ уточняются участки проведения первоочередных полевых опробываний, прогнозируются места бурения, закладки шахтных стволов и т.п. Исходными данными при этом служат фотографические, сканерные и иные аэроснимки (черно-белые, цветные, спектрозональные и т.д.), например, получаемые с помощью аппаратуры МК-4, КФА-1000, спутника "Ресурс-Ф" [8-9], топографические и геологические карты в масштабе 1: 5 000 - 1: 10 000.

На этой стадии проводится третья итерация прогнозной оценки рудных тел и блоков с характеристикой:

- уточненных координат границ промышленных залежей по каждому телу (блоку);
- объемов запасов руды (млн. т) и металлов (тыс. т каждого металла в руде);
- глубины залегания (относительной и абсолютной) кровли рудных тел (м);
- ширины, длины и мощности рудных тел (м);
- содержания металлов в рудном теле (%);

- качества рудного сырья (содержания в % полезных и вредных примесей).

Кроме того, на данной стадии выполняется характеристика эколого-геофизических условий участков залегания руд металлов (с учетом влияния разломов и геопатогенных структур, наличия локальной сейсмичности, геохимических аномалий и др.)

Особый случай представляет доразведка эксплуатировавшихся месторождений, для которых имеются данные ранее выполненных обследований. Необходимость проведения исследовательских работ на таких месторождениях возникает в случае прогнозирования новых, ранее не известных залежей руд металлов.

Исходные данные на стадии доразведки представляют: фотографические, сканерные и иные аэроснимки космические снимки, получаемые с помощью аппаратуры спутника "Ресурс-Ф" и др. [8-9] (черно-белые, цветные, спектрозональные и т.д.), топографические и горно-геологические карты и планы в масштабе 1: 5 000 и крупнее.

На этой стадии проводится:

1. Прогнозная оценка возможности обнаружения новых рудных тел и блоков (на самом эксплуатировавшемся месторождении или вблизи его) с характеристикой:

- координат границ новых промышленных залежей по каждому телу (блоку);
- объемов запасов руды (млн. т) и металлов (тыс. т каждого металла в руде);
- глубины залегания (относительной и абсолютной) кровли рудных тел (м);
- ширины, длины и мощности рудных тел (м);
- содержания металлов в рудном теле (%);
- качества рудного сырья (содержания в % полезных и вредных примесей).

2. Характеристика эколого-геофизических условий новых участков залегания руд металлов (с учетом влияния разломов и геопатогенных структур, наличия локальной сейсмичности, геохимических аномалий и др.)

Приведенная схема компьютерного дешифрирования данных ДЗЗ является довольно универсальной. К примеру, она сохранила свои черты при прогнозном исследовании залежей нефти и газа в разных районах земного шара. В соответствии со стадией анализа для нефте- и газоносных пластов устанавливались прогнозная мощность продуктивных пластов, содержание в них нефти и газа, качественные и количественные параметры углеводородного сырья.

На первой, начальной стадии при этом осуществлялся мелкомасштабный прогноз и предварительное региональное картографирование исследуемых территорий с целью выявления и промышленной оценки залежей нефти и газа.

На второй стадии проводилось среднемасштабное прогнозно-оценочное картографирование районов предполагаемой концентрации

промышленных залежей нефти и газа и установление основных количественных характеристик этих залежей.

На третьей стадии осуществлялся переход к крупномасштабному анализу аэрокосмических снимков высокого разрешения на территории прогнозируемого залегания наиболее крупных нефтегазовых структур, составлению карт прогнозной плотности запасов углеводородного сырья и геологических разрезов, отражающих глубины залегания нефти и газа, включая промышленные и непромышленные пласты и пласты с нефте- и газопроявлениями.

На последующих, завершающих стадиях работ по данным аэрокосмической съемки определяются рекомендуемые места заложения нефтяных и газовых скважин, сложность условий бурения по вертикальному профилю, горно-геологические характеристики нефте- и газоносных пластов, а также производится оценка экологических и инженерных условий проектирования, строительства и эксплуатации скважин, прокладки трубопроводов и др.

3. Результаты и перспективы.

Можно сделать общий вывод, что в совокупности оба изложенных выше подхода позволяют выявить и по-новому объяснить значительную дифференциацию инженерно-геологических и иных свойств строения земной коры, включая положение зон уплотнения и разуплотнения осадочных геологических пород, залежей нефти, газа и других полезных ископаемых, проявление таких опасных явлений как карст, солифлюкция, оползни и т.д.

Используя данную методику уже на этапе проектных работ появляется возможность более обосновано выбирать места заложения контрольно-разведочных и промышленных буровых скважин с учетом минимизации ущерба природной среде, лучших показателей геофизических полей и т.д.

Предварительные апробации метода показали, что качество и количество выделенных кольцевых структур, характеристики состава горных пород, глубинного профиля залегания полезных ископаемых и других параметров, существенно зависят от пространственного разрешения и количества спектральных зон и диапазонов, используемых для анализа космической информации. Улучшение пространственного и спектрального разрешения обеспечивает выявление более тонких структур, а, следовательно, повышает как качество прогноза, так и его достоверность.

Уникальность методики заключается в том, что с одной стороны она не имеет мировых аналогов, а с другой стороны, по своим экономическим показателям она на несколько порядков эффективнее всех существующих методов, использующих гравитационную, сейсмическую и магнитную разведку, а также поисковое бурение.

Используя фактически только данные ДЗЗ даже на неизвестную (предварительно неизученную) территорию, интересующую заказчика,

можно весьма оперативно дать прогноз наличия потенциальных ресурсов нефти, газа или других полезных ископаемых, оценить объемы, глубину залегания и другие параметры месторождений полезных ископаемых, включая сложность условий бурения по вертикальному профилю. Кроме того, особую значимость приобретает рекомендуемое размещение буровых скважин, определяемое с учетом инженерно-геологических, инженерно-геоморфологических и эколого-геофизических параметров участка (с учетом влияния разломов и геопатогенных структур, наличия локальной сейсмичности, геохимических аномалий и др.).

Исключительно важно, что эти оценки и прогнозы можно получать не выезжая на местность для проведения полевых исследований и не прибегая к разведочному бурению скважин, инструментальному геохимическому анализу, сейсмическому или иному геофизическому зондированию. Тем самым значительно уменьшаются сроки проведения исследований объектов горной промышленности, исключаются случаи загрязнения окружающей среды, сокращаются расходы, связанные с разведочными работами.

Предлагаемый метод обнаружения нефтегазовых месторождений и залежей других полезных ископаемых, являясь альтернативой наземным методам, проводящимся на местности на базе комплекса геологоразведочных работ, значительно более экономичен. Так разведка участка залегания нефти и газа площадью 25 км^2 обычно требует до 30 разведочных скважин общей стоимостью 50-60 млн. долларов, в то время как затраты на разведку того же участка предлагаемым методом на один-два порядка меньше. Отметим, что рассмотренная методика апробирована и подготовлена для решения производственных задач.

Особенно ценно, что без проведения полевых и разведочных работ на местности можно заранее определять такие важные параметры как запасы сырья, глубины залегания нефти и газа для промышленных и непромышленных пластов, плотность пород-коллекторов и другие данные, необходимые для экономической оценки эффективности эксплуатации данного месторождения.

Необходимо подчеркнуть еще одно положительное качество методики: к настоящему времени она уже значительно продвинута в своей разработке и прошла достаточно серьезную апробацию на примере ряда территорий России (Москва и Подмосковье, Калининградская область), восточного Казахстана, США, Канады и др.

По заказу ряда отечественных и зарубежных компаний было проведено детальное прогнозное картографирование интересующих их территорий, подтвердившее уже обнаруженные залежи и выявившее новые участки и горизонты залегания нефти, золота и других руд и минералов.

Бортовой геологоразведочный спектрометрический комплекс.

В.Садовничий и др.

Наличие большого потенциального рынка заказчиков на результаты специализированной компьютерной обработки данных ДЗЗ, прежде всего продукции геологоразведочной космической информации, позволяет обратить особое внимание на получение данных ДЗЗ, полностью отвечающих требованиям описанного выше метода структурометрического анализа.

Проработка этого вопроса показала, что для этих целей необходимо создание специализированных аппаратурных высококачественных съемочных и быстродействующих обрабатывающих комплексов, ориентированных на использование предлагаемой методики структурометрического анализа.

Сравнивая возможности использования данных аэросъемки и космической съемки, сделан вывод., что предлагаемая методика обеспечит существенно больший экономический эффект при использовании космической информации ДЗЗ. При этом необходимо учитывать, что чем более высокие пространственное и спектральное разрешения будут иметь космические снимки, тем более тонкий анализ структур залегания пород и, соответственно, более точные результаты исследования природных ресурсов (в том числе прогноз запасов и других характеристик минерального сырья) даст рассматриваемая методика.

Такой подход позволит решать различные природноресурсные народнохозяйственные задачи (в частности, задачи разведки и оценки запасов нефтегазовых месторождений и залежей других полезных ископаемых) основываясь только на данных космических наблюдений, исключив или существенно сократив дорогостоящие и малопроизводительные геолого-разведочные и другие полевые работы.

В рамках Российской федеральной космической программы с 1998 года проводятся работы по разработке геологоразведочного бортового спектрометрического комплекса. В настоящее время определены предварительные требования со стороны используемого структурометрического метода обработки данных ДЗЗ, предъявляемые к бортовому аппаратурному [10]:

- спектральный диапазон, мкм . . . . . 0,2 - 12,0
- спектральное разрешение в диапазоне 0,2-0,9 мкм, нм 1-5
- спектральное разрешение в диапазоне 0,9-2,5 мкм, нм 6
- спектральное разрешение в диапазоне 2,5 - 5,5 мкм, нм 40
- спектральное разрешение в диапазоне 5,5 - 12,0 мкм, нм 60
- угловое разрешение при многозональной съемке в диапазоне 0,2-12,0.мкм . . . . . не больше 20"
- угловое разрешение при панхроматической съемке . . . . . не больше 5"

- ширина полосы обзора при многозональной съемке . . . . . 3,0°
- ширина полосы обзора при панхроматической съемке . . . . . 1,0°
- отклонение оптической оси комплекса от надира вдоль трассы МКС . . . . . ±30°
- отклонение оптической оси комплекса от надира поперек трассы МКС . . . . . ±30°

Отработку бортового геологоразведочного спектрометрического комплекса планируется проводить на борту международной космической станции (МКС).

Исследование космических тел.

Особое направление предлагаемой методики структурометрического анализа данных дистанционного зондирования представляет изучение различных космических тел – планет, их спутников, звезд. Это связано с тем, что на космических телах разных размеров, внутренней структуры и агрегатного состояния проявляется образование кольцевых структур и имеется возможность анализа резонансных частот электромагнитного излучения природных объектов.

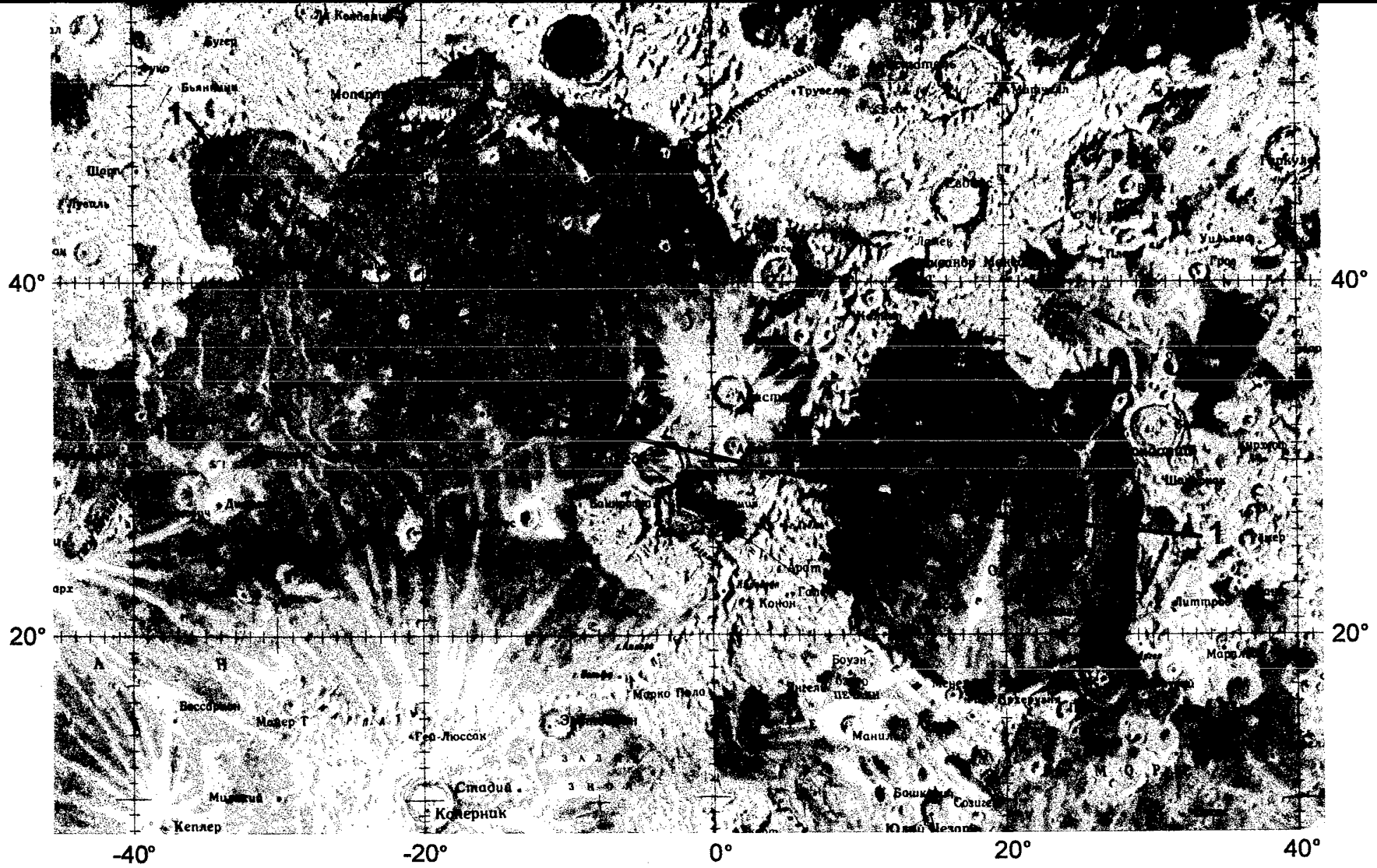
Уже получены первые результаты использования структурометрического анализа кольцевых структур применительно к познанию природных объектов и явлений Марса и его спутников, Солнца и др.

Методика выявление резонансных частот и системного анализа электромагнитного излучения природных объектов по данным дистанционного зондирования опробована при изучении природных объектов и внутреннего строения Луны. Остановимся на некоторых результатах этих исследований.

1. Получены данные о распределении углеводородов и воды в приповерхностных породах в районе кратера Крюгер. Углеводороды и вода достигают по относительному содержанию своих максимальных значений, равных по углеводородам – 0,089%, по воде – 3,5% в точках внутри кратера Крюгер.

Уместно отметить, что впервые факт обнаружения по материалам дистанционного зондирования углеводородов и воды на Луне и, в частности, в кратере Крюгер был публично доложен российскими учеными, в т.ч. авторами доклада, на научном семинаре "Сагитовские чтения-1996", проведенном в МГУ им. М.В. Ломоносова 28 ноября 1996 г., т.е. почти за неделю до сообщения НАСА США об обнаружении льда на Южном полюсе Луны.

2. Завершен первый этап исследования строения лунных морей и масконов (mass concentrations – концентрации масс) в Заливе Радуги, Море Дождей и Море Ясности (рис. 4). Эти участки Луны являются ис-


40°
20°
-40°
-20°
0°
20°
40°
Бугер
Бьянкини
Шеппард
Трувело
Ньютон
Ньюмен
Ньюмен
Ньюмен

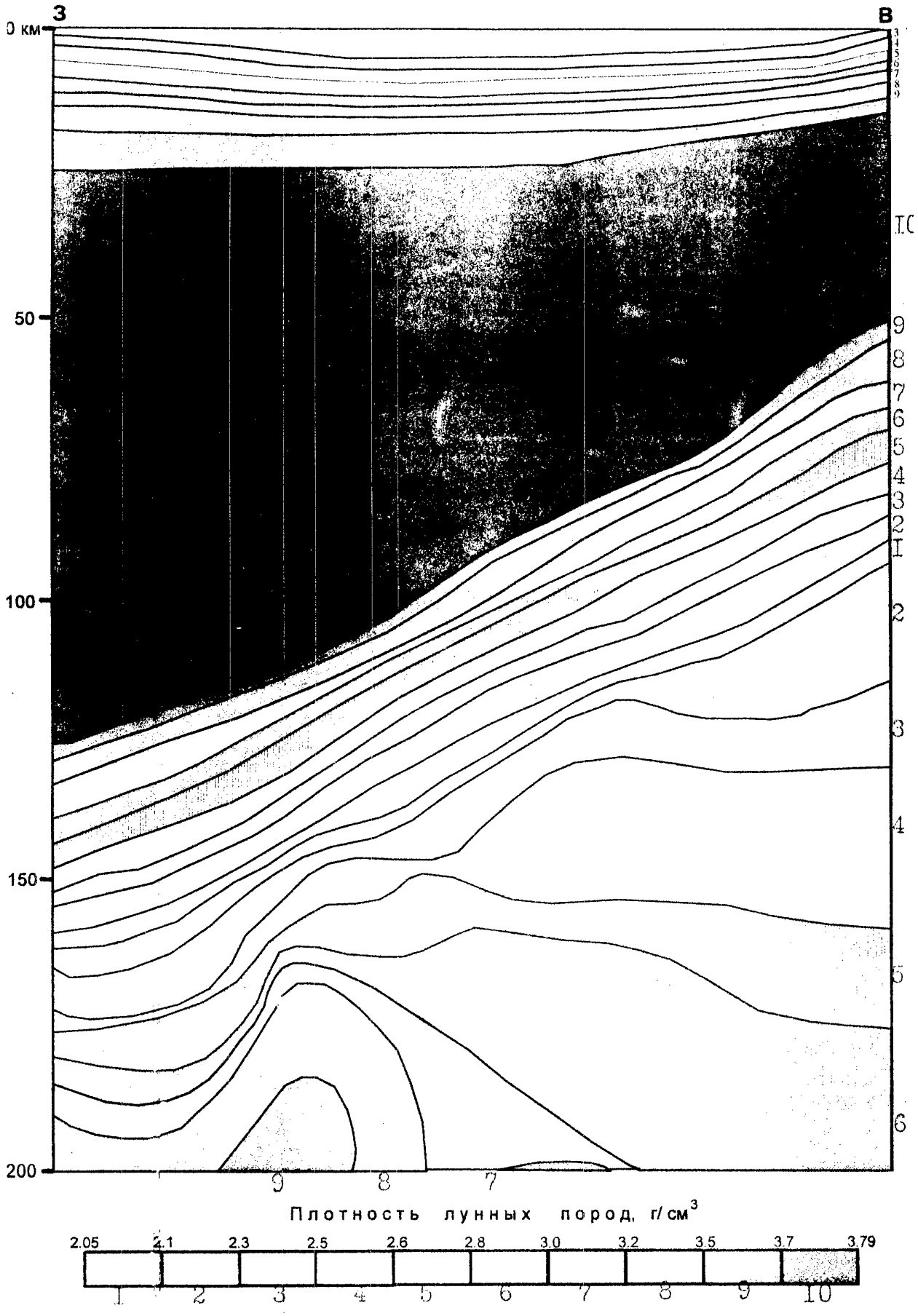


Рис. 5 Распределение плотности лунных пород на профиле 2.

точником мощных положительных, за исключением маскона в Заливе Радуги, гравитационных аномалий регионального характера.

Получены данные о плотностном строении лунной литосферы на профиле 1, проходящем через Залив Радуги, Море Дождей, Море Ясности. Длина профиля – порядка 2000 км. Глубина информационного зондирования – 120 км.

Выявлено распределение плотности лунных пород на профиле 2, проходящем над масконом в Море Дождей. Длина профиля – порядка 260 км. Глубина зондирования - 800 км (рис.5).

По результатам дистанционного зондирования построена модель регионального распределение плотности приповерхностных пород в районе, включающем в себя Залив Радуги, Море Дождей, Море Ясности. Составлена карта изоденс масштаба 1:10 000 000 с шагом 0,25 г/см^3.

Из анализа информации о глубинном строении лунных морей, и в первую очередь, Моря Дождей следует, что маскон – это многоуровневая упорядоченная система масс, включающая в себя совокупность непрерывно распределенных аномальных масс (на рис. 5 – от поверхности Луны до глубины 140 км) и компактных изолированных тел, расположенных на больших глубинах (В районе Моря Дождей они прослежены на глубине от 200 до 800 км).

Наибольший вклад в аномальный гравитационный эффект над масконом Моря Дождей дает масса, залегающая на глубине от 80 до 140 км со средней плотностью 3,75 г/см^3. При этом избыточная плотность по отношению к подстилающим породам достигает 1,4 г/см^3.

На глубинах порядка 300 км и 680 км выявлены два наиболее крупных тела с поперечными размерами более 120 км, вносящих значительный вклад в общий гравитационный эффект маскона. В этих телах установлены слои разной плотности, которые по всей видимости, были образованы в разные фазы истории формирования Луны.

По распределению плотности приповерхностных пород в лунных морях и на их окраинах построена сложная система многокольцевых и замкнутых структур. Выявлены признаки тектонических процессов, в частности, элементов сдвиговой тектоники, которые, вместе с характером глубинного строения литосферы, свидетельствуют об ударных процессах образования лунных морей при падении на Луну крупных космических тел и объясняют природу и процессы образования аномальных по плотности масконов из веществ этих тел.

Из анализа данных по профилю 1 следует, что Залив Радуги, Море Дождей и Море Ясности представляют собой единую перманентную систему, образованной, с высокой степенью вероятности, при одних и тех же обстоятельствах и примерно в одно время.

Не исключено, что ассиметрия Луны возникла в результате ответа на внешнее ударное воздействие падающих на ее поверхность крупных космических тел. Это также привело к образованию лунных морей и во многом определило последующие процессы их формирования.

На втором этапе исследования лунных морей при использовании более детальных материалов съемки лунной поверхности планируется построить трехмерную физическую модель маскона и точнее оценить порождаемый им гравитационный эффект.

3. Выполнено детальное исследование недр Луны. Оно завершилось созданием по данным глубинного зондирования тела Луны сферически симметричной многослойной модели. Для уточнения результатов анализа применяемый метод реализован в виде многоитерационного процесса с использованием оригинальной схемы поточечного информационного зондирования.

На основе полученных данных построена информационная матрица, содержащая 1363 элемента и характеризующая такие физические параметры как плотность, температура, модуль вектора скорости смещения внутренних слоев от поверхности до центра Луны.

Анализ распределения плотности внутри Луны показывает, что она является существенно гидростатически неравновесной планетой. Внутри Луны выявлено несколько оболочек с аномально низкой плотностью.

Прогнозируется, что ядро Луны имеет среднюю плотность 2611 г/см^3, в то время как значение средней плотности Луны, вычисленное через селеноцентрическую постоянную, равно 3,34 г/см^3. В центре Луны прогнозируемая температура составляет +1228□C; максимальная температура в недрах Луны – +1279□C зарегистрирована на глубине 1266 км.

Дана предварительная оценка безразмерного параметра G, характеризующего плотностную неоднородность этого спутника Земли. Он рассчитывается по формуле: $G = 1,5\ I/MR^2$, где I – истинный момент инерции планеты, M – общая масса и R – радиус планеты. Отметим. что для однородных планет G = 0,6; для планет с тяжелым ядром G < 0.6. Для Луны этот показатель превышает значение 0,6, т.е. характеризует Луну как относительно "пустотелое" космическое образование.

Литература

1. Эколого-географические проблемы Арктики: Принципы, методы, рекомендации. Новые методы структурометрического зондирования // Экологический вестник, □ 1, – М., 1998, 44 с.

2. Комплексные эколого-геохимические исследования территории города Электроугли Ногинского района Московской области // Экологический вестник, □ 2, – М., 1998, 55 с.

3. Фивенский Ю.И., Ведешин Л.А. Проблемы структурометрических определений по материалам аэрокосмических съемок Земли // Структурный анализ снимков в аэрокосмических исследованиях Земли. –М.: АН СССР, 1985, С. 38-50.

4. Фивенский Ю.И., Антонов С.И. Крупномасштабное картирование погребенной поверхности коренных пород по данным аэрофото-

снимков.// Проблемы специализированного геоморфологического картографирования. – Волгоград: Перемена, 1996, С.46-48

5. Гарбук С.И., Гершензон В.Е. Космические системы дистанционного зондирования Земли.– М.: АиБ, 1997, 396 с., илл.

6. Итоги науки и техники. Исследования Земли из космоса. Том 1. Физические основы, методы и средства исследования Земли из космоса // Под ред. Я.Л. Зимана, 1987, 195 с.

7. Эскизный проект. Комплекс информационной аппаратуры подсистем "Ресурс-0" и "Океан-0"

8. Кравцова В.И. Космические методы картографирования // Под ред. Ю.Ф. Книжникова. – М.: изд-во МГУ, 1995, 240 с., илл.

9. Киенко Ю.П. Введение в космическое природоведение и картографирование: Учебник для ВУЗов. М., Картгеоцентр-Геодезиздат, 1994, 212 с., илл.

10. Государственный контракт от 13.06.1996 г. □851-4776.96.

Мониторинг аномальных аэрозольных эмиссий в районах тектонической деятельности с помощью лидаров на борту малых КА

В.Алексеев, Г.Матвиенко, Г.Райкунов, А.Рембеза, С.Соболев, В.Шаманаев

142092, г.Троицк, Московская область, ТРИНИТИ
634055, г.Томск, Академический проспект, 1,
Сибирское отделение РАН
141070, г.Королев, Московская область, ул. Пионерская 4, ЦНИИМаш

Начиная с 1980 года ТРИНИТИ проводит исследования особенностей аэрозольных выбросов в районах тектонической деятельности. Таким образом было обнаружено повышение выбросов вулканов перед землетрясениями.

Для прогнозирования геологических катастроф удобнее всего использовать космические средства. В России разрабатывается сеть малых КА, снабженных различными датчиками (электрическими, магнитными, оптическими и т.д.) для определения районов будущих землетрясений в пользу применения оптического диапазона служит одно интересное явление. За несколько часов до извержения или землетрясения над местом геологического сдвига повышается концентрация аэрозольных частиц размером от 0.1 до 1 мкм.

Как правило, эпицентрами возможных катастроф являются области Земли, где концентрации аномальных выбросов могут быть определены только с помощью дистанционных средств. Первые лидары для исследований облаков были испытаны на борту Шаттла и станции МИР на высотах 350-400 км. При этом мы использовали модель аэрозольной атмосферы, разработанную Институтом оптики атмосферы и эксперментальные данные аэрозольных исследований, проведенных ТРИНИТИ и Санкт-Петербургским университетом для выполнения необходимых расчетов.

Теория распространения света показывает, что длины волн 1.06, 0.532 и 0.535 мкм наиболее подходят для исследования нетипичных аэрозолей (первая, вторая и третья гармоники лазера Ганета).

Уже разработаны такие лазеры с диодной накачкой. Они обладают приемлемыми энергетическими параметрами, весом и размерами. Для приема сигналов от аэрозолей в режиме счета фотонов в ночное время и обнаружения областей с повышенной концентрацией рассеянных аэрозольных частиц можно использовать приемный телескоп на основе углепластиковых зеркал с металлическим напылением.

Лидар включается только при пролете районов геологического или тектонического бедствия (высота орбиты при этом около 500 км).

Вес лидара менее 100 кг, а потребление энергии при наблюдении порядка 700 вольтампер.

Small Satellites Lidar Monitoring Anomalous Aerosols Emission in the Regions of Tectonic Activity

V. Alekseev [1], G. Matvienko [2], G. Raikunov [3], A. Rembeza [3], S. Sobolev [1], V. Shamanaev [3]

1. Troitsk Institute for Innovation in Thermonuclear Investigations (TRINITI), Troitsk, Moscow Region, 142092, Russia
2. Institute of Atmospheric Optics Sb. Russian Academy of Science; 1, Academicheskii Avenue, Tomsk, 634055, Russia
3. Russian Space Agency, Central Research Institute of Machine Building; 4, Pionerskaya str., 141070, Korolyov, Moscow Region, Russia

Beginning from 1980, TRINITI carries out the investigations on peculiarities of aerosols emission in the regions of tectonic activity. Thus, emission intensification prior to earthquakes and volcano eruptions was discovered. The phenomenon manifests itself to be perspective for prognosticating destructive events related to tectonic activity.

Prognosticating geological hazards with unknown positions (such as earthquakes and volcano eruptions) are conveniently to fulfil with space based equipment. In Russia, the net of small satellites which uses different kinds of detectors (electrical, magnetic, optical and so on) will be created for detecting the points of future earthquakes.

The optical range of waves can employ the following interesting fact. Several hours or tens of hours ahead of a volcanic eruption or an earthquake, the concentration of atmospheric aerosol particles with sizes from 0.1 to 1.0 mkm increase above geological faulties. Epicenters of possible disasters are, as a rule, in the regions of the Earth where only remote means for detecting the anomalous aerosol concentration can be used. The first lidars intended for cloud sensing have already been tested on board the Shuttle and the MIR space station that orbited at altitudes 350 - 400 km.

We used the Model of Aerosol Atmosphere of the Institute of Atmospheric optics and aerosol experimental data of TRINITI and St - Peterburg University to carry out all necessary calculations.

The light scattering theory shows that 1.06, 0.532 and 0.355 mkm wavelengths (the first, second and third harmonics of a garnet laser) are most suitable for sensing of the untypical aerosols. Such lasers with diode pumping have already been manufactured. They have acceptable energetic parameters, weight and overall dimensions. A receiving telescope on the basis of carbonplastic mirrors with vaporized metal coatings can be used for receiving signals from aerosols in the photon counting mode at the night time and for detecting the regions with the enhanced concentration of the finely dispersed aerosol fraction.

This lidar will be switched on only when the spacecraft (at an orbit altitude of about 500 km) will fly above the regions of geological and technogenic hazards. The lidar weight will be less than 100 kg and its energy supply will be of the order of 700 VA during intensive sensing sessions.

Technical and technological peculiarities of lidar for the observation of anomalous aerosol emission from space are discussed in the report.

Исследование динамических процессов Земли и Солнца с использованием группировок малых КА

В.Н.Ораевский, В.А.Алексеев
142092, г.Троицк, Московская область, ИЗМИРАН

Рассматривается целый комплекс научных и прикладных проблем, связанных с применением нового поколения КА, так называемых малых спутников, разрабатываемых в настоящее время на базе новейших достижений в научной и технической областях.

В докладе представлены основная концепция и принципы применения МКА для исследований солнечно-земных связей и околоземного космического пространства (ОКП). Примером этого служит серия МКА, разработанных ИЗМИРАН в результате совместных работ с иностранными партнерами. Это ИНТЕРГЕЛИОС, УНИМАГ, КОМПАС-ШТИЛЬ, ТОМО, РАЗЛОМ-IA.

МКА ИНТЕРГЕЛИОС и СИСТЕМА являются первыми космическими средствами для проведения наблюдений в окресностях Меркурия и Солнца, а также межпланетными зондами для исследований в окрестностях Солнца. Целью данных проектов является создание базы для осуществления в будущем полетов к Солнцу МКА стереонаблюдения Солнца и гелиосферного мониторинга погоды.

МКА КОМПАС-ШТИЛЬ, УНИМАГ, ТОМО, РАЗЛОМ IA будут использованы для исследований ОКП в рамках решения прикладных проблем.

КОМПАС-ШТИЛЬ предназначен для мониторинга ионосферных аномалий сейсмического и антропогенного характера. Он может быть использован для выявления тектонических сдвигов и их классификации в зависимости от их активности.

ТОМО является радиотехническим комплексом для осуществления глобального контроля за ионосферой с целью совершенствования прогноза работы линии связи и чрезвычайных ситуаций.

РАЗЛОМ IA предназначен для глобального картографирования с целью разведки полезных ископаемых нетрадиционными методами.

УНИМАГ предназначен специально для точных измерений магнитного поля и естественных аномалий.

Могут быть рассмотрены перспективы использования вышеперечисленных проектов в рамках концепции "малых КА" для решения фундаментальных и прикладных задач физики солнечно-земных связей.

Нами также разрабатывается уникальная система связи "ЭСТАФЕТА" на базе МКА (до 32 КА). Она предназначена не только для исследований геодинамических и экологических процессов, но и может использоваться как система передачи медицинской информации. В настоящее время она рассматривается как основа для международных программ стран АСЕАН и Латинской Америки.

Studying Dynamical Processes on the Earth and the Sun by Using a Set of Small Satellites with Aim of Its Application To Geology and Ecology

V.N.Oraevsky, V.A.Alekseev
IZMIRAN, Troitsk Moscow Region, 142092, Russia, e-mail: pulse@izmiran.rssi.ru

The report is devoted to the whole spectrum of scientific and applied problems faced with the new generation of satellites/ so called 'small missions', which are creating now on the base of modern achievements in the scientific and technical area. The main idea and principles of the 'small missions' usefulness both for solar-terrestrial coupling and near-Earth environment studies and for application proposes are presented here following the example of the IZMIRAN satellite series which was proposed and put into operation as the result of the cooperative work with some foreign partners. There are: INTERHELIOS, SYSTEM, UNIMAG, COMPAS-STILL, TOMO, RAZLOM 1a.
INTERHELIOS and **SYSTEM** are in the first place the facility for observation quite near the Mercury and the Sun and interplanetary medium probing in the vicinity of the Sun as well. The aim of these projects is to make the base for the future missions to the Sun stereo-observation and heliospheric weather monitoring in the near Earth environment.
COMPAS - STILL, UNIMAG, TOMO and RAZLOM 1a are intended for near-Earth space studies in the frame of applied problems.
COMPAS-STILL is a complex for ionospheric anomalies of seismic and anthropogeneous origin monitoring; it can be used for revealing global system of tectonic faults and classing them according to their activity. These problems can be solved by studying electromagnetic fields of various intensity and frequency and thermal fields and by using a complex data processing system. The database under processing will comprise the data of surface survey by TV and photographic systems.
TOMO is a radio-satellite complex for the ionosphere global monitoring in order to improve radiocommunication links activity prediction and extraordinary situation forecasting.
RAZLOM 1a is a satellite for global mapping with the aim of natural resources discovering by nontraditional methods.
UNIMAG is special satellite for precision magnetic field measurements and natural anomalies of various scales mapping.
Potentials of the aforesaid projects realization in frame of 'small missions' conception for the solution of the fundamental and applied problems of solar-terrestrial physics can be considered.

Also we develop a multi-satellite system "Estafeta" based on the (up to 32) small satellites which is universal communications system. The capabilities of "Estafeta" are unique. In particular, in addition to its property to be a system for studying geodynamic and ecological processes, it can be intended to create a telesystem of medical information. Now, "Estafeta" is considered as the base of international programs for ASEAN countries and Latin America.

Решение задач дистанционного зондирования Земли и связи на основе использования малых космических аппаратов

Витер В.В, НПО МАШИНОСТРОЕНИЯ
143952 г.Реутов Московская область ул. Гагарина 33
Факс: (095)302-2001
Осипов И.Г., МНИИП, Черевков К.В., РНИИКП, Маламед Е.Р., ОАО ЛОМО, Карасев В.И., ГУП ОПТЭКС, Липатов А.А., 16ЦНИИ МО, Гриценко А.А., ИКЦ "Северная корона"

Уровень космических технологий на пороге нового тысячелетия позволяет приступить к коммерческому использованию космических аппаратов (КА) не только в системах связи, но и в дистанционном зондировании Земли (ДЗЗ), навигации, производстве специальных материалов и даже научных исследованиях.

При этом большинство вновь проектируемых систем предусматривают значительные группировки КА на различных орбитах. Так создаваемые суперсистемы спутниковой связи на LEO, MEO и даже ГЕО предполагают использование в системе своей структуре от нескольких десятков до сотен аппаратов. Аналогичная тенденция начинает просматриваться в новых системах ДЗЗ, где уже ведется разработка комплексов наблюдения на МКА с 4, 12, 24 и 48 спутниками, причем время развертывания таких систем составляет не долгие годы, а крайне ограничено. Системы спутниковой навигации по числу КА имеют аналогичные показания.

В перечисленных вариантах, при всей эффективности создаваемых систем, прослеживаются огромные затраты при разработке их, выводе КА на орбиту с использованием дорогих ракет-носителей (РН) и управлении этими гигантскими системами. Поэтому даже для развитых и экономически устойчивых стран, когда значительная инфраструктура общества уже связана с космическими услугами, актуальнейшим моментом для завоевания и удержания рынка космических услуг является резкое снижение затрат в космическом секторе.

Поиски новейших технологий в космической промышленности способных упростить и удешевить космические платформы, целевые нагрузки и стоимость ракет-носителей, являются на сегодня основными, если не главным вопросом практически во всех космических проектах Запада от международной космической станции и военных систем до коммерческого проекта ДЗЗ и университетских космических экспериментов. И этот процесс получил серьезное ускорение, когда в гонку завоевания рынка ДЗЗ и связи включились коммерческие фирмы.

Основным направлением процессов экономии расходов стало использование МКА практически во всех разработках. МКА это закономерный переворот в технике, определенный достигнутым технологическим совершенством агрегатов, приборов и систем, которые способны на отдачу равную ранее эксплуатируемым системам.

Рывок США в сторону широкого использования МКА в системах ДЗЗ связан с вовлечением коммреческих фирм в космическую деятельность под жестким контролем государства. К пионерским проектам этого направления можно отнести систему LIghtSAR проводимую по инициативе NASA с привлечением коммерческих средств. Этот проект нацелен на решение задачи достижения на радарной системе МКА очень высокого разрешения - 1м и завоевания вновь складывающегося рынка потребителей высококачественной радиолокационной информации. В конкурсе приняли участие крупнейшие разработчики космических платформ, радиолокационных систем и фирмы занимающиеся обработкой и распространением космической информации Ball Aerospace, Boeing, Hughes, Lockheed Martin, Ragtheon, СТА и др. Проект LightSAR привел в движение военные круги США, которые начали разработку новых идей в военной разведке - организации оперативного наблюдения высокого разрешения за счет созвездия спутников - 12,24, или 48 аппаратов. Следует отметить, что в проектах LightSAR и Starlight предполагается спутник массой ~ 800кг.
И если МКА типа LightSAR или StarLighL становятся конкурентами многотонного сверхсовершенного спутника радиолокационной разведки Lacrose, то МКА Jconos фирмы Orbital Jmaging Corp. можно рассматривать как прямой вызов традиционной технологии создания спутников оптико-электронного наблюдения в недавнем прошлом с массой несколько тонн. МКА Jconos при массе 800кг. обеспечит разрешение в панхроматичном канале ~1м, а мультиспектральных каналах ~4м, причем в течение 2-х лет таких спутников в эксплуатации будет 4. В приведенных выше проектах по крайней мере два общих момента: малая масса КА и "множественность" КА на орбитах. Эта новая черта систем ДЗЗ, как и в создаваемых в настоящее время системах связи на GEO, MEO и LEO становится возможной благодаря внедрению "автомобильной технологии" в космической промышленности с поточной технологией сборки, контроля и подготовки к предстартовым операциям.

Адекватно с развитием и внедрением новых технологий МКА на рынке космических услуг появился новый класс носителей ракет малой грузоподъемности.

Нисколько не предендуя на анализ систуации сложившейся в ракетно-космической промышленности России и, в частности, в области ДЗЗ, где традиционно КА ориентированы на ракеты среднего класса, а задача предельно-высокого разрешения не была главной, тем не менее можно сказать, что выход с этими технологиями на рынок ДЗЗ будет крайне затруднителен из-за большой стоимости КА, ракеты и невозможности создания системы из множества КА для оперативного получения информации.
Но даже в этот сложный для России период достаточно отчетливо просматривается вариант, который позволит даже в нынешних условиях освоить технологию малых космических аппаратов в ДЗЗ и связи и на этой основе занять подобающую России нишу на мировом рынке

космических услуг. Первое условие для начала этого процесса у нас есть - в России имеется в наличии достаточное количество ракет-носителей легкого и среднего класса за счет боевых баллистических ракет, выводимых по различным причинам из эксплуатации, что дает практическую гарантию в течение ближайшего десятилетия обеспечить при минимальных затратах самые смелые проекты ДЗЗ на основе МКА с массой ~1000кг., а успехи российских разработчиков электро-ракетных двигателей (КБ Факел, ЦНИИМАШ, НИИМАШ) позвояют создать новую космическую транспортную систему для вывода на геостационарную орбиту в "замедленном темпе" КА связи с массой 500-1200кг. Именно такой видится возможность прорыва России в технологии МКА, не воспользоваться которой просто нельзя.

Технологии сегодняшнего дня в ракетно-космической промышленности позволяют в ближайшие 2-3года создать универсальную космическую платформу для спутников ДЗЗ массой 800-850кг. В качестве полезной нагрузки МКА ДЗЗ реальным видится радиолокатор с синтезированной апертурой с разрешением приближающимся к 1м. Технический задел по космическому радару МНИИП (НПО Вега М) и имеющиеся экспериментальные данные с использовающем самолета-лаборатории этого коллектива, а также образцы облегченных зеркальных антенн, созданных в ОКБ МЭИ позволили приступить к работам по реализации этого проекта. Получены также положительные результаты в разработке электронно-оптической камеры для МКА в АО ЛОМО и ГУП ОПТЭКС. Разработки этих коллекивов выполненные в предшествующие года и новые технологии, в части, создание облегченных высоко-качесвенных зеркал и оптико-электронных преобразователей на элементах отечественного производства позволяют создать систему с параметрами превышающими заявленые зарубежными разработчиками.

Бортовой комплекс управления МКА и систем передачи широкополосной информации имеет необходимый технический задел в РНИИКП, причем на этой основе создается интегрированная командно-информационная система с высокими техническими и весовыми характеристиками.

На основе имеющегося приборно-аппаратного задела НИИЭМ ведется разработка системы управления движением МКА.

Одновременно в НПОМашиностроения в содружестве ТЕХНОМАШ ведется разработка новой технологии непрерывной сборки и испытаний МКА, которая позволит реализовать поточную сборку испытания платформ МКА и полезных нагрузок.

Что касается МКА связи, то на фоне практической монополии Западных компаний на рынке связных услуг с использованием спутников связи на GEO, MEO и LEO, разрабатываемым нашей кооперацией транспортная система на основе ракеты-носителя "Стрела", разгонного блока и электро-реактивной двигательной установки МКА, оснащенных транспондерами разработки РНИИКП, имеет свою нишу, как дополняющая система связи различного

назначения. Итак мировая конъюнктура в области МКА практически определилась, начата интенсивная реализация перспективных космических систем, которые позволят уже в ближайшие годы контролировать рынок космических услуг. Космическая промышленность России, в ее нынешнем состоянии способна при умеренных затратах создать конкурентно-способные МКА в области ДЗЗ и связи. Кооперация предприятий НПОМАШ, АО ЛОМО, МНИИП, РНИИКП, НИИЭМ, , АВЭКС ведущая разработку проекта МКА на инициативной основе готова к его реализации с параметрами позволяющими конкурировать с ведущими мировыми разработчиками КА.

Solution of the Earth Remote Sensing and Communication Tasks on the Base of Using Small-Size Spacecraft

V.V. Viter, NPO Mashinostroyenia
33 Gagarin Str., Reutov, Moscow Region 143952
Fax: (095) 302-2001
I.G. Osipov, MNIIP, K.V. Cherevkov, RNIIKP, Ye.R. Malamed, LOMO,
V.I. Karasev, OPTEX, A.A. Lipatov, 16 TsNII MO, A.A. Gritsenko, IKTs
"Severnaya Korona"

The present level of space technologies at the beginning of a new millenium permits commercial use of spacecraft (SC) not only in communication systems but also in production of special materials, Earth remote sensing (ERS), navigation and even scientific research.

The most part of newly designed systems foresee significant spacecraft groups located on different orbits. Thus, satellite communication super-systems at LEO, MEO and even GEO that are being created foresee the use of spacecraft in the system in quantities from several dozens up to several hundreds. A similar trend is being materialized in new systems of the Earth remote sensing (ERS) where observation complexes are developed based upon small-size space craft (SSC) with 4, 12, 24 and 48 satellites. It should be noted that the deployment time of these systems is not years but is extremely limited. Satellite navigation systems are similar in terms of a number of spacecraft.

With all efficiency of the above-mentioned systems, we can see great expenditures for their development, orbit injection using expensive launch vehicles and also for the control of these gigantic systems. Therefore, even for developed and economically stable states when significant infrastructure of the society has been linked with space services, sharp reduction of expenditures is a focal point for conquering and retaining the world market of space services.

The search for the newest space technologies capable of simplifying and reducing the cost of space platforms, dedicated payloads and launch vehicles is the main goal practically in all Western space projects - from the International Space Station and military systems up to a commercial ERS project as well as university space experiments. When commercial firms became involved into the race of conquering the ERS and communication market, this process accelerated substantialy.

The use of small-size spacecraft practically in all projects became the main direction in the attempt to save expenditures. SSC is a natural radical change in the technology determined by achieved technological perfection of subassemblies, instruments and systems the efficiency of which is equal to already operational systems.

The US spurt toward wide use of SSC is associated with involving comercial firms into the space activity under strict government control. The LightSAR system can be called a pioneer project of this field. It is being developed under initiative of NASA with involvement of commercial funds. This project is aimed at achieving very high resolution (1m) in the SSC radar system and also at conquering the emerging market of high-quality radar information. Big development contractors of space platforms, radar systems and also companies that process and distribute space data such as Ball Aerospace, Boeing, Huges, Lokheed Martin, Raytheon, CTA and others took part in the tender. The LightSAR project stirred the US military industry into development of new ideas for military reconnaissance - organization of high-resolution continuous observation with the help of a satellite constellation consisting of 12, 24 or 48 craft. It should be noted that the LighSAR and StarLight projects plan to use a satellite of a mass about 800 kg.

If LightSar or StarLight-type small spacecraft are becoming competitors of a multi-ton super-high-tech radar reconnaissance satellite Lacrosse, Iconos satellite designed by Orbital Imaging Corp. can be considered as a direct challenge to traditional technology of creating satellites for electro-optical observation in recent years with a mass of several tons. Iconos with its mass of 800 kg will provide resolution of ~1 m in the panchromatic band and
~ 4 m in multispectral bands. Within two years, there will be four such satellites.

There are at least two common features in the above-listed projects: small spacecraft mass and multiple satellites on orbits. Implementation of these new features in ERS systems as well as in new communication systems being created on GEO, MEO and LEO has become possible due to introduction of a "car assembly technology" in aerospace industry with production flow technology of assembly, checkouts and preparation for pre-launch operations.

A new class of small lifting capacity launch vehicles that has appeared on the marketplace is an adequate response to development and introduction of new technologies of small-size spacecraft.

Without going into deep analysis of the situation in the Russian aerospace industry and, in particular, in the area of ERS where traditionally spacecraft were launched by medium class LVs and the task of achieving the best possible resolution was not a top-priority task, nevertheless we can state that entry into the ERS market with such technologies will be extremely difficult because of high cost of spacecraft and LV and practical

impossibility of creating a system consisting of multiple spacecraft for prompt data reception.

But even in this difficult for Russia period there is a chance of using the technology of small spacecraft for ERS and communication in order to occupy a considerable niche on the world market of space services.

The first condition to start this process already exists: there is in Russia sufficient quantity of light and medium class launch vehicles converted from ICBMs decommissioned because of different reasons. This quantity will guarantee in the coming decade, with minimum costs, launch services for any ERS project based upon spacecraft of a mass ~ 1,000 kg. Successful developments of Russian designers (Fakel Design Bureau, TsNIIMASH, NIIMASH) allow to create a new space transportation system for "slow" putting communication spacecraft of a mass of 500 - 1,200 kg to the geosynchronous orbit. This is a good chance for Russia to make a breakthrough in the small spacecraft technology, and this chance must not be missed.

Current technologies in the aerospace industry allow to create, within the next two or three years, a universal space platform for ERS satellites with a mass of 800-850 kg. A synthetic aperture radar with a resolution close to 1 m can be a good payload for such spacecraft. Technical heritage of MNIIP (NPO Vega M), available experimental data collected during flights of a flying aircraft laboratory as well as light-weight mirror antennas created in OKB MEI have allowed to start implementation of this project.

Positive results have also been obtained in LOMO Open-type Joint Stock Company and in OPTEX State Unitary Enterprise in development of an electro-optical camera for the small spacecraft. Technological heritage of these companies and as well as new technologies of creating light-weight high quality mirrors and electro-optical transformers based upon domestic components allow to create a system with characteristics higher than those claimed by foreign designers.

RNIIKP has necessary expertise and technological heritage to create the spacecraft onboard control complex and wide-band data transmission system. An integrated command and information system with high technical and weight characteristics is being created based upon this heritage. NIIEM is developing the spacecraft motion control system on the basis of its technological heritage.

Simultaneously, NPO Mashinostroyenia in partnership with INPROMASH is developing a new production flow technology to assemble small spacecraft platforms and payloads. As concerns small spacecraft for communication purposes, in the situation of practically total dominance of Western companies on the market of communication services using communication satellites on GEO, MEO and LEO, a transportation system being developed by our company together with a subcontractor network on the basis of Strela LV, an acceleration unit and an electric rocket propulsion plant of the small spacecraft equipped with RNIIKP-developed transponders has its niche as a complementary communication system for various purposes.

So, the world market of small spacecraft is clear, implementation of new space systems has begun and they will in the near future dominate on the market of space services.

Russian space industry in its current state is capable, with moderate expenses, to create competitive small-size spacectaft for ERS and communication.

An NPO Mashinostroyenia-led subcontractor network that includes LOMO, MNIIP, RNIIKP, NIIEM, AVEX and that is developing, using internal funding, a project of a small spacecraft is ready for its implementation with characteristics that will allow to compete with world's leading developers of small spacecraft.

Малые космические аппараты для перспективной Российской космической системы мониторинга климата, природной среды и околоземного космического пространства в естественных условиях и при антропогенных воздействиях

С.И.Авдюшин, Ю.А.Романовский, Г.Ф.Тулинов
Росгидромет, Институт прикладной геофизики
имени академика Е.К.Федорова
129128, Москва, Ростокинская ул., 9

В докладе представлены результаты анализа использования малых космических аппаратов (МКА) для гелиогеофизических исследований и мониторинга атмосферы, озоносферы и околоземного космического пространства в естественных условиях и при антропогенных воздействиях. На основе системного подхода определены различные приложения и "ниши" использования МКА в перспективных оперативных российских космических системах наблюдения природной среды. Рассмотрены схема и структура будущей космической системы мониторинга природной Среды с использованием МКА. Определены основные требования к МКА-платформам, служебным системам и аппаратуре. Рассмотрены методы и аппаратура для прямых измерений и дистанционных наблюдений. Наземный сегмент системы включает Главный приемный пункт, Центр обработки, а также систему распределенных приемных станций пользователей информации. Проанализированы возможности национальных конструкторских и производственных предприятий для обеспечения разработки, производства и эксплуатации МКА в перспективных оперативных космических системах мониторинга природной среды. Охарактеризованы демонстрационные проекты с использованием МКА для исследований, испытаний и получения "под ключ" пользователями информации о состоянии климата, природной среды в естественных условиях и при антропогенных воздействиях.

С.Авдюшин

Small Spacecrafts for Perspective Operative Russian Space Systems for Climate, Environment and Near Earth Space Monitoring in Natural Conditions and Under Antropogenic Impact

S.I. Avdjushin, Y. A. Romanovsky, G.F. Tulinov
ROSHYDROMET, Fedorov Institute of Applied Geophysics, 129128, Moscow, Russia

In the report are presented the results of investigation carried out to analyse usage of small spacecraft (SS) for hliogeophysical investigation and monitoing the atmosphere, ozonosphere and near Earth space (NES) in natural conditions and under anthropogenis impact. Using system analysis are determined different applications and "niches" of SS in the perspective operative Russian space systems. The scheme and structure of future space systems including SS and modified ground segment are considered. Requirements to capabilities of SS-platforms, on board service and diagnostie instrumentation are specified. A spaccecraft methods and instruments for direct measurements and remote sensing of the atmosphere, ozonosphere and NES are considered. The ground segment of the system includes not only Main Reciving and Processing Center but distributed system of user receiving station The possibilities of national design and industry organizations fo development, production and exploration of SS within perspective space system are analyzed. The demonstartive project of SS missions for investigation, testing and "key-turn" transter users new information technologies on climate, environment and anthopogenic impact are proposed and discussed.

S. Avdjushin

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ И ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ СРЕДСТВ ДИСТАЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ В ОПТИЧЕСКОМ ДИАПАЗОНЕ В КОСМОСЕ

Член-кор. РАРАН к.т.н. Смирнов Б. В.,
член-кор. РАРАН д.т.н. Коротков О. В.
КБточмаш им. Нудельмана А. Э.
117342, Москва, ул. Введенского, д.8
Факс: (095) 333 55 13

Создание и выведение в космос большого количества космических аппаратов (КА) гражданского и военного назначения, являющихся потенциальными источниками техногенных катастроф различного масштаба, обусловливает актуальность наличия у стран мирового сообщества специальных комплексов технических средств для осуществления, при необходимости, автоматического дистанционного детального зондирования КА.

Использование для детального зондирования аварийных КА пилотируемого аппарата типа "Шатл" может быть затруднено по соображениям безопасности, а также может не отвечать требованию выполнения операции зондирования в необходимые очень ограниченные сроки. Немаловажным фактором, который также должен учитываться при выборе средств зондирования, являются стоимости необходимого комплекса технических средств и работ по проведению операции зондирования.

Представляется целесообразным создание специального малого спутника, на котором размещается отделяемое автоматическое средство дистанционного детального зондирования космических аппаратов (СДЗКА) с собственными информационными каналами и собственной системой ориентации и маневрирования. СДЗКА после отделения от малого спутника осуществляет сближение с инспектируемым КА и передачу информации на ретранслятор. На малом спутнике размещается система жизнеобеспечения СДЗКА, используемая до его отделения от спутника, и аппаратура приема по радио информации с СДЗКА и передачи ее на Землю или КА - носитель малого спутника. Вывод таких малых спутников с СДЗКА на борту в заданный район может осуществляться, в зависимости от возникшей ситуации, с земли с помощью небольшой ракеты-носителя или доставляться пилотируемым аппаратом или находиться на борту космической станции и отделяться от нее в требуемый момент. В последнем случае малый спутник с СДЗКА может использоваться и для оценки состояния самой станции.

В настоящее время отсутствует не только необходимый комплекс технических средств, но и проблема автоматического дистанционного детального зондирования в целом находится в стадии концептуальной проработки. Для решение данной проблемы, в силу ее высокой сложности и необходимых значительных затрат, необходимо привлечение ряда ведущих стран мира.

В данной проблеме в настоящее время можно выделить следующие основополагающие задачи:

формулирование концептуальных требований к свойствам и параметрам, которыми должен обладать комплекс технических средств дистанционного зондирования, выбор схем доставки малого спутника с СДЗКА;

поиск оптимальной совокупности основополагающих технических решений по построению данного комплекса с учетом реализуемости в приемлемые сроки и ограничений на выделяемые ресурсы;

решение ключевых научно-технических и технологических проблем по реализации.

Все три задачи находятся в различных стадиях изучения и решения. Получаемые в процессе результаты могут оказывать взаимное влияние на принимаемые решения по перечисленным задачам. После их решения может быть развернута полномасштабная разработка. В докладе рассматриваются возможные решения второй задачи в применении к собственно СДЗКА. Это обусловлено наличием у предприятия, которое представляют авторы, научно-технического задела по данному направлению.

В силу того, что все перечисленные задачи находятся в процессе решения, в докладе рассматривается достаточно широкая совокупность технических подходов из условия перекрытия предлагаемыми схемами широкого диапазона достижимых выходных параметров СДЗКА. Это позволяет реализовать процесс комплексной оптмизации по проблеме в целом и выбору технических решений и параметров в частности с учетом широкой совокупности факторов.

В рамках предлагаемого доклада рассматриваются средства зондирования, обеспечивающие получение в процессе сближения с инспектируемым объектом видовую информацию в нескольких диапазонах оптического спектра излучения (видимый, ультрафиолетовый, инфракрасный с двумя поддиапазонами) с линейным разрешением до единиц сантиметров и передачу ее на ретранслятор.

В качестве основополагающего условия было принято, что на носитель, не должно накладываться требований обеспечения высокой точности вывода СДЗКА в заданный район и малых скоростей сближения. По мнению авторов приемлимыми будут требования по точности вывода до 10 км и скорости сближения до 4 - 8 км\с. В этом случае не потребуется длительное маневрирование носителя при подходе. Приведенный уровень требований позволяет снизить стоимость решения задачи инспектирования при условии создания относительно дешевых малогабаритных СДЗКА с необходимыми свойствами.

Ключевой технический проблемой создания СДЗКА является получение видеоизображений с высоким угловым разрешением при сближении с инспектируемым аппаратом до очень малых дальностей при больших скоростях и начальных пролетах. Данные условия вызывают значительные угловые скорости линии визирования и соответственно "смаз" изображения. Для хорошего качества видеоизображения требуется обеспечить скорость линии визирования не более 0.1 - 0.2 гр\с. Этого можно достичь, если система управления СДЗКА обеспечит в процессе сближения снижение начального пролета до единиц метров с гарантированным промахом при пролете мимо инспектируемого КА.

Анализ возможных путей построения СДЗКА показывает, что из всего их многообразия могут быть выделены как общие для большинства схем принципы построения, так и альтернативные.

К общим принципам может быть отнесено:

использование оптических каналов, как наиболее информативных;

применение реактивных двигательных установок с импульсным режимом работы и нерегулируемой тягой, как наиболее простых в реализации.

К альтернативным принципам построения, обусловливающим появление заметно отличающихся схем построения, можно отнести следующие:

применение пассивной стабилизации в пространстве вращением или активной стабилизации с помощью микродвигателей;

использование в качестве двигательной установки маневрирования вращающейся установки с управлением в полярной системе координат или невращающейся установки с управлением в декартовой системе координат;

использование информационно-управляющей системы с собственной системой гиростабилизации или использование единой для всего СДЗКА системы стабилизации и установка оптических каналов непосредственно на несущую раму;

применение фотоприемного устройства (ФПУ) с линейчатой или матичной структурой.

Существенное влияние на облик перехватчика и его возможности оказывает также выбор в качестве рабочих диапазонов информационного средства видимого или УФ диапазонов с невысоким уровнем охлаждения ФПУ или ИК диапазона с глубоким охлаждением или их комбинации.

Проведенные исследования позволили выделить три основных существенно отличающиеся базовых схемы, которые могут быть приняты за основу при создании СДЗКА. Эти схемы построены на основе органично сочетающихся технических решений и имеют свои области предпочтительного применения.

Первая базовая схема характеризуется использованием следующих основных принципов построения (рис. 1 а):

реализация несущей конструкции в виде диска с большим полярным моментом инерции, в центральной части которого располагается информационно-управляющая система, а на периферийной части двигательная установка;

осуществление стабилизации в пространстве вращением всей конструкции относительно продольной оси с малой частотой;

использование для маневрирования твердотопливной двигательной установки в виде кольцевого набора миниатюрных импульсных двигателей;

применение для задач наведения и зондирования единой высокоточной оптико-электронной многоспектральной инормационно-управляющей системы (УФ,ВД, ИК) с многоэлементными матричными ФПУ и собственной высокоточной трехстепенной системой гиростабилизации.

К числу достоинств данной схемы можно отнести реализуемость на современных технологиях и наличие достаточно большого задела по ключевым технологиям, безопасность и надежность, отсутсвие специальных жестких требований по обеспечений экологических требований при приземных испытаниях с включением двигательной установки.

Основными проблемами при разработке СДЗКА данного типа являются:

обеспечение высокоточного управления в условиях действия ударных и вибрационных нагрузок, вызывающих перемещение изображения по ФПУ;

достижение необходимого запаса располагаемой характеристической скорости при приемлемой массе и габаритах;

обеспечение необходимого быстродействия цифровой обработки изображения и выработки команд управления в реальном времени.

Данные проблемы в настоящее время могут быть решены решены.
Проектно-конструкторские проработки показали, что может быть создано на современных технологиях вращающееся СДЗКА с твердотопливной многодвигательной энергетической установкой массой 17-20 кг и запасом характеристичес-

кой скорости около 300 м/с, способное выбрать несколько километров начального пролета и обеспечить передачу видовой информации при скоростях сближения до 4-5 км/с. Масса обеспечивающих устройств (пусковая установка, система охлаждения), остающихся на борту спутника, оценивается на уровне 10 - 15 кг. Большой диапазон значений массы обусловлен различным возможным набором информационных каналов. Меньшее значение соответствует наличию только оптико-электронного канала видимого или ультрафиолетового диапазона.

К недостаткам данной схемы следует отнести:

резкое возрастание массы при увеличении запаса характеристической скорости более 300 м/с, что требуется при начальных пролетах больше, чем 2-3 км;

проблематичность достижения высокой точности наведения при больших скоростях сближения (более 4-5 км\с) из за наличия упругих деформаций в гироскопическом стабилизаторе между оптической системой и фотоприемным устройством при действии незатухающих интенсивных виброударных нагрузок, вызванных работой двигательной установки;

достаточно высокую конструктивную сложность реализации системы охлаждения ИК канала и электрических подводов через карданový подвес системы гиростабилизации;

проблематичность неоднократного оперативного изменения ориентации СДЗКА в пространстве.

Вторая базовая схема устраняет недостатки первой схемы и принципиально отличается следующим (рис. 1 б):

выполнением несущей конструкции в виде стабилизированной невращающейся в пространстве несущей платформы, на которой жестко монтируется информационно-управляющая система, двигательная установка маневрирования и система ориентации и стабилизации (СОС) на микродвигателях;

исключением из состава информационно-управляющей системы собственной системы гиростабилизации с кардановым подвесом и предъявлением высоких точностных требований к истеме стабилизации платформы;

использование вместо твердотопливной много двигательной вращающейся установки маневрирования жидкостной четырех двигательной установки.

К основным преимуществам данной схемы можно отнести возможность создания СДЗКА с большими в несколько раз выбираемыми промахами при меньшей массе за счет больших энергетических возможностей жидкостных ДУ и более высокого уровня миниатирюзации. Предлагаемая схема также имеет существенно более простое конструктивное решение вопросов размещения информационных каналов и охлаждения их элементов за счет их жесткого закрепления на платформе. Обеспечивается возможность оперативного изменения ориентации СДЗКА.

Основными проблемами при создания СДЗКА по данной схеме являются:

достижение необходимой для управления и зондирования высокой точности стабилизации платформы с помощью только микродвигателей СОС в условиях несовпадениии векторов тяги двигателей маневрирования с центром масс и наличия интенсивных виброударных нагрузок;

обеспечение необходимой безопасности при хранении, испытаниях и

эксплуатации при наличии на борту баков с жидким топливом;

миниатюризация аппаратуры и создание двигательной установки с высоким массовым совершенством.

Данные проблемы находятся в стадии решения.

Проектно-конструкторские проработки показали, что прииспользовании новых, находящихся в стадии освоения технологий, может быть создано СДЗКА массой 14 - 17 кг с запасом характеристической скорости 0.6 - 0.8 км/с, который может выбрать начальный промах до 10 км и выполнить операцию зондирования при скоростях сближения до 8-10 км/с. Масса обеспечивающих устройств, остающихся на борту спутника, оценивается на уровне 3 - 8 кг.

К недостаткам следует отнести недостаточную отработанность основополагающих конструкторских и технологических решений, а также необходимость создания элементной базы с качественно новым уровнем характеристик. Особенно остро стоит вопрос в РФ и других ведущих странах по созданию миниатюрных прецезионных широкополосных виброударостойчивых датчиков угловых скоростей (ДУС), необходимых для высокоточного функционирования системы управления СДЗКА. Также следует отметить, что приземные испытания с включением жидкостной двигательной установки связаны с необходимостью создания специальной испытательной площадки, отвечающей современным жестким экологическим требованиям.

Третья базовая схема отличается от второй, в первую очередь, исключением недостатков, связанных с использованием жидкостной двигательной установки (рис.1 в). В данной схеме используется твердотопливная установка с предварительным образованием рабочего тела в газогенераторе с последующим его распределением клапанами по двигателям.

Принципиальным отличием данной схемы является существенно большая безопасность при испытаниях и эксплуатации. Для проведения приземных испытаний не требуется специальных дорогостоящих сооружений со специальными техническими средствами сбора и нейтрализации топлива.

Сказанное выше относительно достоинств и недостатков второй схемы относится и к третьей схеме за исключением двигательной установки.

В соответствие с выполненными для третьей базовой схемы проработками определено, что может быть создано СДЗКА массой 14 - 17 кг с запасом характеристической скорости 0.4 - 0.6 км/с, которое может выбрать начальный пролет до 6 км и выполнить операцию зондирования при скоростях сближения до 8-10 км/с. Масса обеспечивающих устройств, остающихся на борту спутника, оценивается на уровне 3 - 8 кг.

Необходимо отметить, что возможности СДЗКА по области применения и выбираемому пролету могут быть значительно расширены за счет оснащения стартовым твердотопливным двигателем с малым временем работы.

Ниже приводятся некоторые результаты исследований для второй и третьей схем по решению упомянутой выше ключевой проблемы получения видеоизображения без "смаза" за счет "обнуления" угловой скорости линии визирования. Это достигается путем соответствующего маневрирования СДЗКА в пространстве и минимизации начального пролета до нескольких метров к моменту детального зондирования.

При проведении исследований использовалась математическая модель системы управления, структурная схема которой представлена на рис. 2.

Алгоритм управления двигателями СОС (блок 6), а также модель ДУС (блок 7) имеют вид, приведенный на рис. 3.

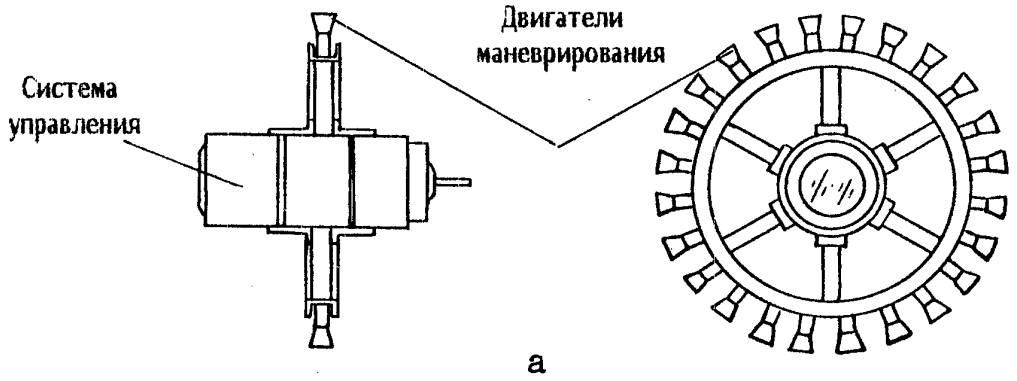
В математической модели учтены такие факторы как относительное движение СДЗКА и КА, динамика и точность информационных каналов с построением и обработкой изображения, динамика и точность системы стабилизации, а также особенности исполнительных двигателей. Модель включает блок 1 относительного движения СДЗКА и КА; блок 2, описывающий функционирование информационного канала; блок 3, содержащий уравнения углов между корпусом и лучевой системой координат; блок 4, описывающий угловые движения корпуса; блок 5, описывающий формирование управляющих воздействий вокруг центра масс; блок 6, описывающий алгоритм управления микродвигателями СОС; блок, 7 содержащий эквивалентное описание датчиков углвой скорости; блок 8, содержащий выражения для перевода вектора ускорения из системы координат корпуса в лучевую систему координат; блок 9, описывающий формирование управляющих воздействий на центр масс; блок 10, содержащий алгоритм управления центром масс; блок 11 с уравнениями вычисления пролета.

Получено, что при использовании современных и перспективных элементов, таких как ФПУ с числом элементов не менее 256x256, видеопроцессора с темпом вычислений 50 Гц, двигателей СОС и двигателей маневрирования с быстродействием не хуже соответсвенно 1.5 мс и 7 мс, широкополосных датчиков угловой скорости с плотностью шумов не более 0.01 - 0.02 гр/с(Гц)$^{0.5}$ может быть обеспечено сближение и получение качественной и детальной видео информации.

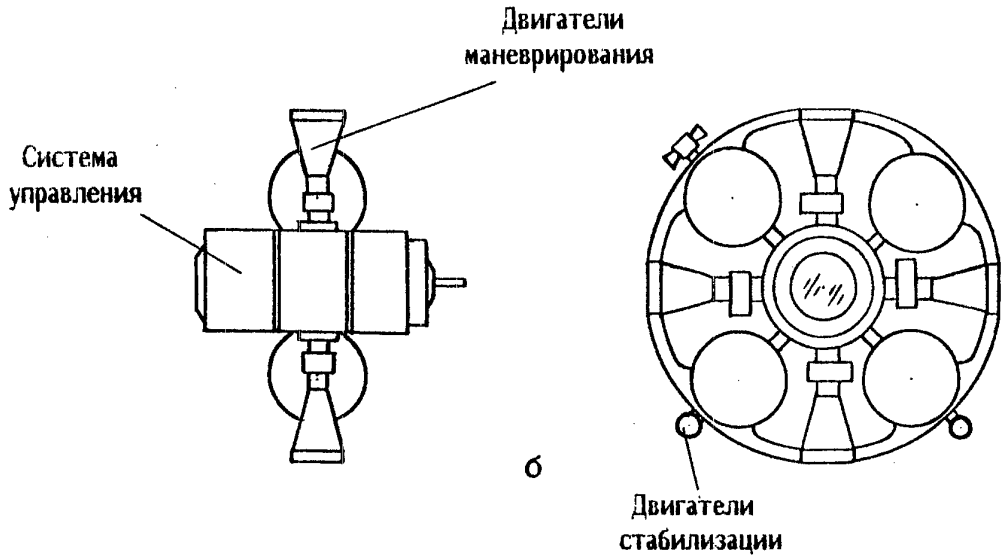
Проводимые нами инициативные исследования будут продолжены с использованием методов полуфизического моделирования. Для этого создан специальный стенд, имитирующий высокоскоростное сближение с КА и работу системы наведения. Разработан также специальный стенд для подтверждения точности стабилизации не хуже 5 - 10 угл. с. с использованием газоструйных двигателей и специальных алгоритмов.

Хотелось бы, чтобы в заключительных документах конференции было отмечено направление работ по дистанционному зондированию КА как приоритетное и было бы подготовлено соответствующее обращение к космическим агентствам ведущих стран мира о проведении совместных работ в данном направлении по международной программе.

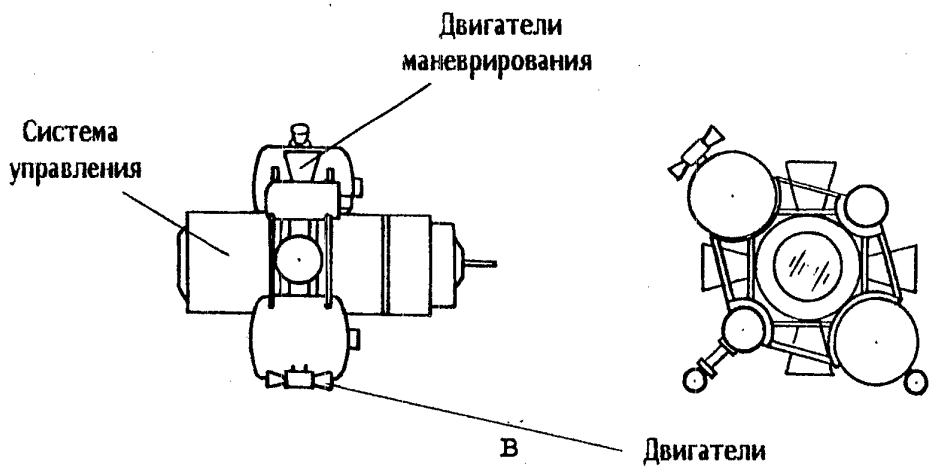
Смирнов Б. В., Коротков О. В.


Двигатели
маневрирования
Система
управления

а


Двигатели
маневрирования
Система
управления
Двигатели
стабилизации

б


Двигатели
маневрирования
Система
управления
Двигатели
стабилизации

в

Рис.I

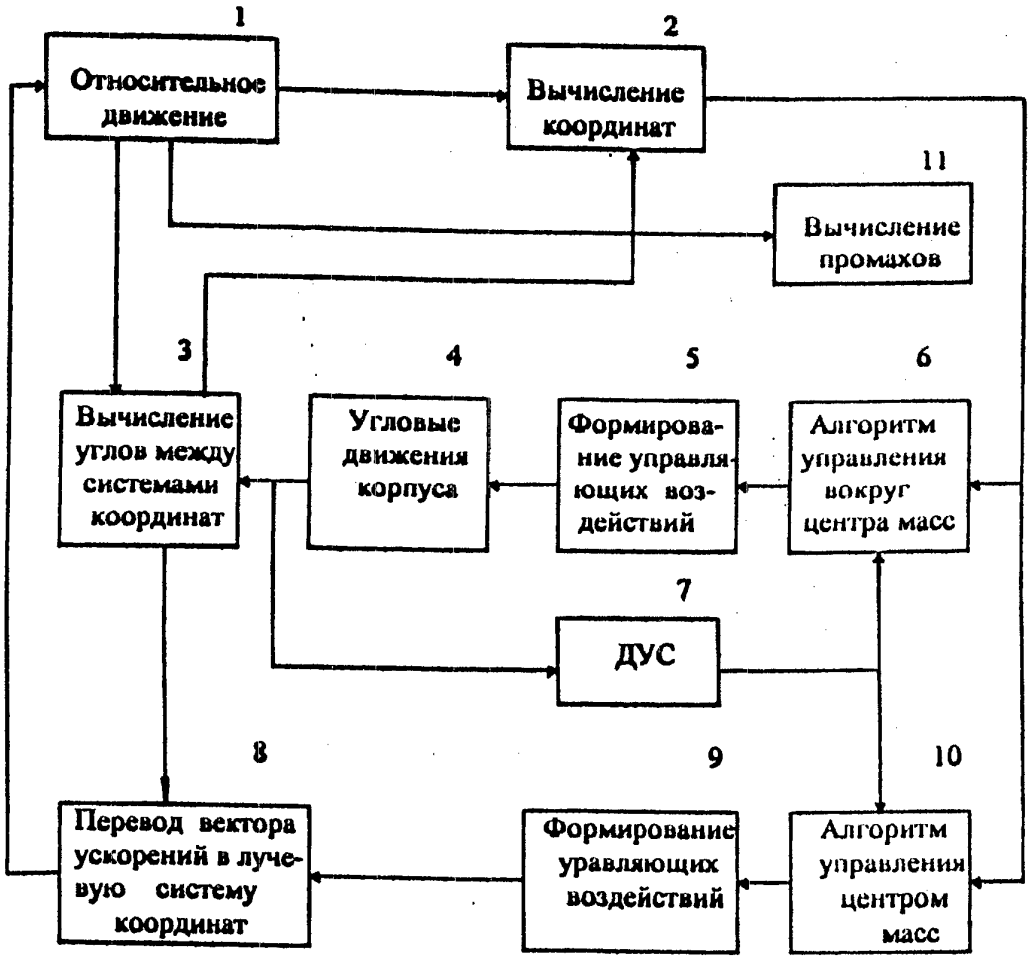


Рис. 2

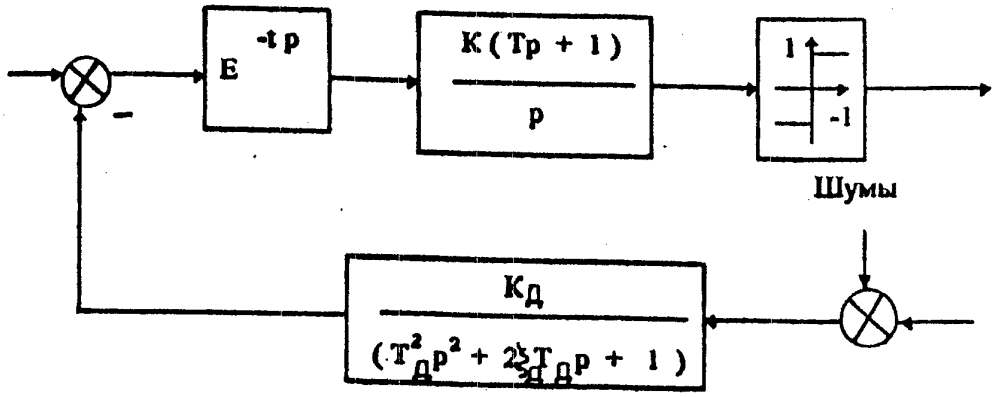


Рис. 3

Смирнов Б. В., Коротков О. В.

«Basic Principles of Integration and the Problems of Development the Technique of Remote Optical Range Probing in Space Environment»

Smirnov B.V., correspondent member of the RA of RAS, Candidate of tech. sciences.
Korotkov O.V., correspondent member of the RA of RAS, Doctor of tech. sciences.
A.E. Nudeljman Design Office of Precision Engineering
Vvedenskogo str. 8
Moscow, 117342, Russia
Fax: (095) 333 55 13

Creation and injection in outer space of a large number of spacecrafts (SC), bearing civil and military functions and being potential sources of various scale technogenic catastrophes, determine the relevance for countries, members of world community, of having their own special complexes of technical means for performing, in case of necessity, automated remote detailed probing of SC.

Use of a spacecraft of the Shuttle type for detailed probing of wreck SC can be impeded due to safety concerns and, besides, it may be not in compliance with the requirements of fulfilling the probing operations within the required strictly limited terms. The factors of no small consequence, which shall be taken into account when selecting the probing technique, are the cost of the necessary complex of technical means and the cost of works needed for carrying out the probing operation.

It seems to be expedient to create a special small satellite for accommodation of a detachable automated instrument for remote detailed probing of spacecrafts (IRDPSC) having its own information channels and its own position control and maneuvering system. IRDPSC, after its detachment off the small satellite, performs approach to the inspected SA and information transfer to a retransmitter. At the small satellite, the IRDPSC support system for use previous to IRDPSC detachment off the satellite and the equipment for radio reception of IRDPSC information and transmitting it to the Earth or to the SC - carrier of the small satellite are installed.

Launching of such small satellites, with IRDPSC aboard, to a predetermined region can be made, depending on the situation, from land by a small rocket-carrier or by a manned spacecraft, or the satellite can be placed on board of a space station and be detached off it at the required moment of time. In the last case the small satellite with IRDPSC can be also used for estimation of condition of the station itself.

At present, there are no such necessary complex of technical means, and the problem of automated remote detailed probing is, on the whole, in the stage of conceptual design. Solution of this problem, owing to its great complexity and considerable cost, requires appealing to leading countries of the world.

In the said problem there can be emphasized at present the following foundational tasks:

definition of conceptual requirements to properties and parameters, which the complex of remote probing shall have, selection of the haul scheme for a small satellite bearing IRDPSC;

search for optimum ensemble of foundational technical solutions aimed on construction of the complex with consideration of its realizability within acceptable terms and of restrictions on the apportioned resources;

solution of key scientific-and-engineering and technological problems of realization.

All the three tasks are now at various stages of their studying and solution. The obtained results can produce mutual effect on the decisions being accepted within the scope of the above tasks. After solving these tasks, full scale development can be spreaded on.

In this report are discussed the possible solutions of the second task in application to IRDPSC. Such approach can be explained by the considerable scientific-and-engineering backlog existing in this direction and belonging to the authors' organization.

Since all the listed tasks are in the process of their solution, this report discusses the sufficiently wide ensemble of technical approaches conditioned by ensuring the covering with the proposed schemes of wide range of achievable output parameters of IRDPSC. This permits to realize the process of full-scale optimization for the problem in general, and for choice of technical solutions and parameters, in particular, with consideration of wide ensemble of factors.

Within the scope of the proposed report, the means of probing are discussed, providing, in the process of approaching the inspected object, the observation information in several ranges of the optical emission spectrum (visible, ultraviolet, infrared with two sub-ranges) with linear resolution up to units of centimeter, and its transfer to the retransmitter.

As the foundational condition, it has been accepted that from the carrier it shall not be required to ensure high precision of IRDPSC insertion in the predetermined area and low velocities of approaching. In authors opinion, the acceptable shall be the requirements of insertion precision not better than 10 km and velocity of approaching not better than 4-8 km/s. In this case, there shall be no need for long carrier maneuvering during approach. The cited requirements levels allow considerable diminishing of costs for the inspection task under condition of creating relatively cheap mini- IRDPSC with necessary characteristics.

The key technical problem of IRDPSC creation is obtaining videoimages with high level of angular discrimination in the course of approaching the inspected apparatus up to very small distances at large velocities and initial flybys. These requirements involve considerable angular velocities of the axis-of-sight and, consequently, the blurred picture. To get good quality image, one shall provide velocity of the axis-of-sight not higher than 0.1 - 0.2 deg/sec. This can be obtained if the control system of IRDPSC shall provide, in the course of approaching, decrease of initial flyby to units of meter with the guaranteed miss during the fly by the inspected SC.

The analysis of possible ways of IRDPSC design shows that of all their diversity both general for most schemes principles of design and alternate principles can be emphasized.

The general principles can involve:

utilization of optical channels, as being the most informative;

application, as the simplest in realization, of jet systems with the pulse mode of operation and fixed draft.

The alternate principles of design, ensuring considerably differing design schemes, can involve:

use of passive stabilization in space through rotation or active stabilization with the help of micro-engines;

use, as the engine plant for maneuvering, of a rotating plant with control in the polar coordinate system, or a non-rotating plant with control in the orthogonal coordinate system;

use of an information-control system with its own system of gyrostabilization or use of a single stabilization system for the whole IRDPSC and mounting of optical channels immediately on the bearer frame;

use of a photo-receiving device with the line or matrix structure.

Essential influence on the intercepter looks and its abilities produces choice of the visible and ultraviolet ranges for the information device with moderate level of a photo-receiving device cooling, or the infra-red range and deep cooling, or their combinations.

The carried out investigations allowed us to select three main considerably differing basic schemes which can be taken as the principle for designing IRDPSC. These schemes are built on the basis of integral combinable technical solutions, they have their own regions of preferable application.

The first basic scheme is characterized by use of the following design principles (Figure 1 a):

implementation of the bearing structure in the form of a disk with large polar moment of inertia, having an information-control system in the disk central part, and an engine at its periphery part;

providing stabilization in space by low frequency rotation of the whole structure relative to the direct axis;

use of a solid-propellant maneuvering engine in the form of a circular set of pulse engines;

application, for the tasks of directing and sensing, of a single high precision optoelectronic multispectra (UV, Visible, IR) information-control system with multiple matrix photoreceiving devices (PRD) and an internal high-precision three-stage gyrostabilization system.

Among the merits of this scheme one can name its realizability, considering present technological levels, existence of a sufficient backlog in key technologies, safety and reliability, absence of specific strict ecological requirements for near-ground tests involving engine starting.

The main problems of IRDPSC development are the following:

ensuring high precision of control under shock and vibration loads which cause the image movement across the PRD;

achieving necessary reserve of the available characteristic velocity at acceptable mass and size levels;

ensuring necessary operating speed of digital image processing and generation of control commands in real time scale.

These problems are practically solved at present. The development efforts have shown that at the existing technological level a rotating IRDPSC can be developed, having a solid-propellant multiple engine power plant of 17 - 20 kg mass and a reserve of characteristic velocity of about 300 m/sec, capable of taking up several kilometers of initial flyby and providing transmitting of observation information at the approaching velocities up to 4 - 5 km/sec. Mass of the server devices (launcher, cooling system) left at the satellite is estimated at the level of 10 - 15 kg. The wide range of the mass values is explained by various possible sets of information channels. The lower value corresponds to presence of solely one optoelectronic channel in visible or ultraviolet spectral regions.

Among the limitations of the scheme are the following:

sharp mass increase with the characteristic velocity reserve increasing above 300 m/sec, which is necessary at initial flybys higher than 2-3 km;

problematicity of achieving high-precision directing at high velocities of approaching (more than 4 - 5 km/sec) due to presence of elastic deformations in the gyrostabilizator between the optical system and the photo-receiving device, caused by continuous intensive vibroimpulsive loads due to engine operation;

high enough design complexity of the cooling system for the IR channel and of the electric supplies through the cardan bracket of the gyrostabilizator system;

problematicity of repeated operative change of the IRDPSC space orientation.

The second basic scheme eliminates defects of the first and differs in the main by the following (Figure 1 b):

designing of the bearing structure in the form of a stabilized non-rotating in space bearing platform with rigid mounting on it of the information-control system, the maneuvering engine and the position control/stabilization system (PCSS) using micro-engines;

elimination of the inherent gyrostabilization system with cardan bracket from the information-control system and imposing requirements of high precision on the platform stabilization system;

use of a liquid-propellant four-engine power plant for maneuvering instead of a solid-propellant multi-engine rotating plant.

As one of the main advantages of this scheme, the possibility can be noted of designing IRDPSC with several times greater taken up misses at lower mass due to greater energetic capabilities of the liquid-propellant engines and higher level of miniaturization. The suggested scheme has also more simple design solutions of the problems of information channels allocation and of their elements cooling thanks to their rigid fastening at the platform. The possibility is ensured also of operative change of IRDPSC orientation.

The main problems of IRDPSC development according to this scheme are:

achieving, for control and probing purposes, required high precision of the platform stabilization with solely PCSS micro-engines in conditions of mismatch between the maneuvering engines' thrust vectors and the mass center and presence of intensive vibroimpulsive loads;

ensuring necessary safety during storage, testing and aboard operation of tanks with liquid fuel;

miniaturization of the devices and development of an engine plant with high level of wholesale perfection.

The above problems are in the stage of their solving.

The design efforts have shown that in the case of application of the new developing engineering approaches an IRDPSC can be designed with the mass of 14 - 17 kg and the characteristic velocity reserve of 0.6 - 0.8 km/sec, capable to take up the initial miss as large as 10 km and fulfill the probing operation at velocities of approaching as high as 8 - 10 km/sec. Mass of the server devices left aboard the satellite is estimated as 3 - 8 kg.

Among the disadvantages are the insufficient work-out given to fundamental design and engineering solutions and the necessity of developing the element base with qualitatively new level of characteristics. The especially acute problem for RF and other leading countries is the problem of developing the miniature high precision wide-band vibroimpulse-resistant sensors of angular velocities (SAV) required for high

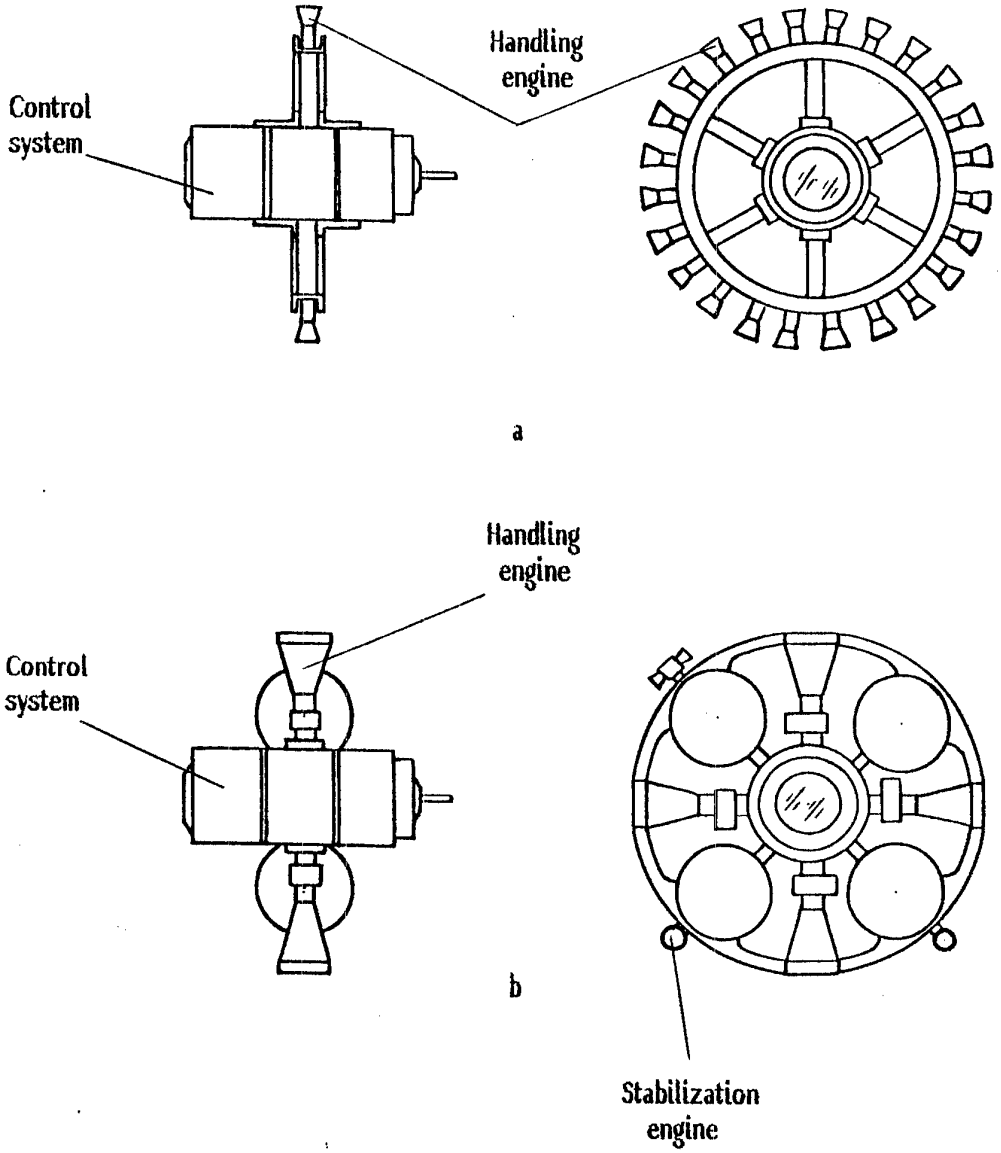

Handling engine
Control system
a
Handling engine
Control system
b
Stabilization engine
Handling engine
Control system
c
Stabilization engine

Figure 1

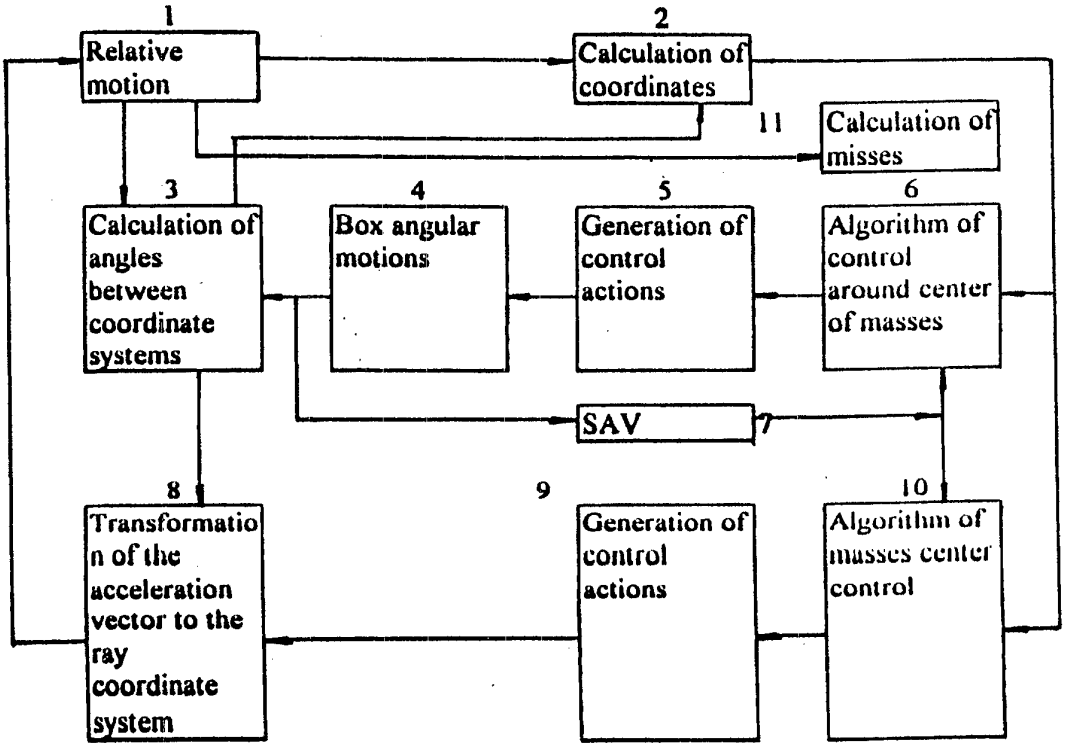


Figure 2

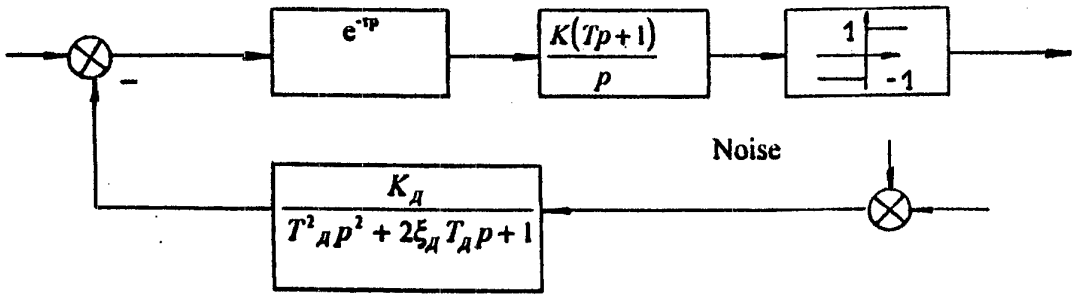


Figure 3

Smirnov B.V., Korotkov O.V.

precision operation of the IRDPSC control system. Besides, it should be noted, that near-ground tests involving starting the liquid-propellant engine are conditioned by necessity of developing a special test area which meets all comprehensive strict ecological requirements.

The third basic scheme (Figure 1 c) differs from the second in, first of all, the elimination of defects due to use of a liquid-propellant engine. In this scheme a solid-propellant plant is used with preliminary formation of working medium in a gas-generator and its consequent gates allocation to engines. The third scheme differs from the second in considerably greater safety during tests and operation. Near-ground tests do not require special costly constructions with specific technical means of fuel gathering and neutralization. However, this scheme loses in mass. Among the problems, incidental to the third scheme, is the problem of ensuring reliable functioning of the valves distributing high temperature gas flows.

In accordance with design efforts carried out for the sake of the third scheme, the possibility has been determined of developing IRDPSC of 14 - 17 kg mass with the characteristic velocity reserve of 0.4 - 0.6 km/sec; such IRDPSC can take up the initial flyby not exceeding 6 km and perform probing operation at the approaching velocity as high as 8 - 10 km/sec. Mass of the server devices left aboard the satellite is estimated at the level of 3 - 8 kg.

It should be noted, that capabilities of IRDPSC concerning range of application and taken up flyby can be considerably improved by using a booster solid-propellant engine with short operation life.

Lower on are presented some investigation results for the second and the third schemes concerning solution of the above key problem of obtaining a video-image without blurring at the expense of «nulling» angular velocity of the line of sight. This is achieved by adequate IRDPSC maneuvering in space and by minimization of the initial flyby to several meters on the moment of detailed sensing.

In the investigations the mathematical model of the control system was used, its structure layout is given in the Figure 2.

The control algorithm for PCSS engines (block 6) and the SAV model (block 7) are presented in Figure 3.

The mathematical model accounts for such factors as relative motion of IRDPSC and SC, dynamics and precision of the information channels with formation and procession of images, dynamics and precision of stabilization, as well as peculiarities of the actuating engines. The model includes the block 1 of relative motion of IRDPSC and SC; the block 2, describing operation of the information channel; the block 3, with equations for angles between the box and the ray coordinate system; the block 4, describing angular motions of the box; the block 5, describing generation of control actions around the mass center; the block 6, describing the control algorithm for micro-engines of SAV; the block 7, with equivalent description of the angular velocity sensors; the block 8, with the expressions for the acceleration vector transformation from the box coordinate system to the ray coordinate system; the block 9, describing generation of the mass center control actions; the block 10, with the algorithm of the mass center control; the block 11, with the equations for flyby calculation.

It has been obtained that application of modern and perspective elements, such as the photo-receiving device with the number of elements not less than 256x256, the video processor with calculation rate 50 Hz, the PCSS engines and the engines of maneuvering with fast response of 1.5 msec and 7 msec, the wide-band angular velocity sensors with noise density not higher than 0.01 - 0.02 deg/sec($Hz^{0.5}$), can

ensure approaching operation and receiving high quality and detailed video-information.

The initiative investigations carried out here shall be continued with application of semi-physical simulation methods. With this purpose in view, a special stand is designed imitating high-velocity mode of approach to SC and operation of the guidance system. Furthermore, a special stand is designed for the purpose of confirming the stabilization precision better than 5 - 10 minutes of arc with utilization of gas-jet engines and special algorithms.

We would like to see in the final documents of this conference that the works on remote probing of SC are defined as forming the foreground direction. It would be reasonable to have prepared at this conference an adequate appeal to space agencies of the leading world counties for carrying out mutual work in this direction according to a certain international program.

Smirnov B.V., Korotkov O.V.

Концепция низкоорбитального малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Г.В. Малышев*, А.П. Свотин*, В.А. Ламзин**, И.Д. Маглинов***, М.Н. Хайлов***

* - Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики (НИИПМЭ МАИ)
125810, г. Москва, Волоколамское ш. 4
Факс: (095) 1580367
** - Московский государственный авиационный институт (МАИ)
*** - НПО им. С.А. Лавочкина

Рассматривается концепция малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с интерактивным управлением процессом съемки.

Для реализации интерактивного управления используется двухуровневая система дистанционного зондирования Земли, состоящая из двух оптико-электронных устройств на базе ПЗС матриц с различным разрешением (обзорная и детальная камеры).

Оперативное получение целевой информации о регионах земной поверхности с высоким разрешением обеспечивается перенацеливанием, выполняемым оператором в режиме реального времени.

На базе разработанных проектных моделей проведен анализ характеристик малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с массой от 100 до 300 кг.

Современный космический аппарат (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) представляет собой высокоточную и сложную систему. Анализ существующих схемных решений аппаратов ДЗЗ показал, что высокие требования к точности ориентации и стабилизации и пропускной способности бортовой радиолинии целевой информации значительно увеличивают массу спутника в целом[1]. Разработка и эксплуатация подобных аппаратов требует привлечения значительных финансовых средств. Одним из основных методов снижения затрат является создание и использование космических систем наблюдения за Землей на базе малых аппаратов[2].

Сформирована концепция создания КА ДЗЗ с массой от 100 до 300 кг которая базируется на следующих принципах:

- оптимизация объема информации в соответствии с запросами потребителей;
- применение приемников изображения малочувствительных к параметрам системы ориентации;
- использование двухступенчатого оптико-электронного комплекса;
- реализация программного и интерактивного методов наведения;
- применение бортовой системы обработки изображения;
- включение целевого оптико-электронного комплекса в контур управления;

- применение пассивных методов ориентации и стабилизации (гравитационная, аэродинамическая).

Анализ рынка коммерческого использования информации дистанционного зондирования Земли показывает, что основную массу потребителей такой информации интересуют изображения поверхности Земли со средним уровнем линейного разрешения на местности, полученные в различных спектральных диапазонах. Разработка КА ДЗЗ предусматривает установку аппаратуры наблюдения, позволяющую получать изображения со средним уровнем линейного разрешения на местности и в нескольких спектральных поддиапазонах видимого и ближнего инфракрасного диапазонов.

Современные космические средства ДЗЗ для получения изображения используют различные варианты ПЗС приемников (линейные и матричные). Особенность применения линейных приемников ПЗС заключается в необходимости осуществлять сканирование снимаемой поверхности. Обычно такое сканирование можно осуществлять за счет орбитального движения космического аппарата («маршрутная» съемка). В некоторых случаях используется сканирование за счет углового движения КА или специального зеркала. Такие схемы выдвигают достаточно большие требования к точности системы стабилизации и ориентации. Это приводит к увеличению массы КА. Использование системы ориентации и стабилизации с более низкими точностями приводит к ухудшению качества изображения.

В результате анализа существующих приемников изображения выбор был сделан в пользу ПЗС-матриц. Они позволяют регистрировать изображение без дополнительных сканирующих устройств и приспособлений. Располагая матрицы в «шахматном» порядке можно добиться требуемого значения полосы захвата. При данном расположении матриц используется метод «маршрутной» съемки. Сканирование осуществляется за счет орбитального движения космического аппарата. Перенацеливание оси визирования оптико-электронного комплекса осуществляется перпендикулярно направлению полета аппарата при помощи зеркала (с высоты 400 км полоса обзора составляет 600 - 800 км). Требование к точности стабилизации аппарата значительно снижено за счет «мгновенной» регистрации изображения поверхности несколькими матрицами размещенными в «шахматном» порядке. Расположение матриц позволяет получить качественное «маршрутное» изображение при достаточно сильном рассогласование между направлением сканирования (направление полета) и столбцами матриц (при использовании 5 матриц формата 500 × 582 элементов с зоной перекрытия в 46 элементов этот угол может достигать 2^0). Линейное разрешение на местности с высоты 400 км составляет 30 метров, полоса захвата - 50 километров.

Кроме системы стабилизации и ориентации высокие требования к КА ДЗЗ выдвигаются со стороны бортового радиокомплекса. Его характеристики должны быть сопоставимы с требуемой скоростью передачи изображения (при прямой передаче видеоинформации на наземный пункт). Для решения этой проблемы можно использовать несколько решений. Во-первых, можно отказаться от непосредственной передачи изображения на наземный пункт, а осуществлять его запись на бортовое запоминающее устройство для последующего «сброса». Для решения многих задач наблюдения такой подход является оптимальным, а иногда и единственным (наблюдение вне зоны радиовидимости при отсутствии

дополнительных средств ретрансляции). Современные средства позволяют производить запись на запоминающее устройство с введением «сжатия» информации (в 2-3 раза). Во-вторых, возможен вариант и непосредственной передачи видеоинформации в радиоканал с использованием алгоритмов «сжатия». Однако задача одновременного считывания, сжатия и передачи информации может оказаться достаточно сложной как в аппаратном, так и в программном плане. В каждом случае возникает необходимость установки на борту радиолинии с высокой пропускной способностью. Часто пользователя интересует небольшой объем из всей получаемой видеоинформации. Часть информации по некоторым причинам (например, погодные условия или расположение снимаемого объекта относительно КА) может оказаться малопригодной или совсем непригодной для использования. Из этого следует, необходимость выбора пользователем только необходимой информации. Этот выбор следует осуществлять в процессе самой съемки. Что снижает требования к пропускной способности радиоканала.

Такой подход к получению информации от космических средств наблюдения был назван интерактивным управлением процессом съемки в вариантах с выборочной передачей полученной информации, с непосредственным управлением процессом съемки, с применением наземных средств распознавания образов, с применением бортовых средств распознавания образов[3].

Наиболее простым является интерактивный метод с выборочной передачей полученной информации. Для его реализации практически не требуется внесения изменений в традиционную структуру КА наблюдения. Суть метода такова. Аппарат входит в зону радиовидимости наземного пункта управления и приема информации, на его борт передается команда на начало «маршрутной» съемки требуемых объектов. Вся регистрируемая информация помещается в бортовое запоминающее устройство. Одновременно с этим происходит прямая передача видеоинформации на наземный пункт, но при этом она подвергается сжатию с потерей качества. В результате на Землю поступает предварительная информация по которой можно судить о том, какие из снятых объектов следует получить на изображении с реальным разрешением. В результате анализа на наземном комплексе управления формируется команда управления, в которой указываются те участки изображения, которые следует извлечь из бортового запоминающего устройства и передать на Землю с реальным разрешением. В результате этого требуемая информация может быть передана на том же витке, что и съемка (если КА будет находиться в зоне радиовидимости) или на последующем витке. Для реализации этого метода требуется оптико-электронный комплекс, позволяющий производить маршрутную съемку. Модернизации подвергается только бортовое запоминающее устройство. Оно должно позволять извлекать из всего массива информации только те участки, которые интересуют специалистов на Земле.

Более сложным является интерактивный метод с непосредственным управлением процессом съемки. Целевая аппаратура КА должна включать два типа камер - обзорную и детальную.

Принцип действия интерактивного управления заключается в следующем. КА входит в зону радиовидимости наземного пункта управления. При этом он передает на наземный пункт изображение участка местности, снятого при помощи

обзорной камеры (изображение сразу выводится на монитор оператора наземного пункта). Это изображение характеризуется низким значением линейного разрешения на местности (сотни метров) и большим размером захватываемой поверхности (сотни километров). После передачи изображения на наземный пункт ось визирования обзорной камеры удерживается в центре участка поверхности, переданного на наземный пункт управления. На наземном пункте управления оператор анализирует полученное изображение и выбирает участок местности, который требуется получить с более высоким разрешением. После этого компьютер наземного пункта автоматически формирует набор команд на съемку заданного участка местности и передает их на борт КА. Система управления аппаратом осуществляет нацеливание оси визирования детальной камеры на участок поверхности, выбранный оператором. Характеризующееся высоким значением линейного разрешения на местности (от единиц до десятков метров) и малым размером снимаемой поверхности (единицы или десятки километров), изображение с детальной камеры, передается на наземный пункт управления.

После завершения передачи изображения начинается следующий цикл съемки. После анализа метода были получены следующие данные о длительности цикла, производительности метода и времени принятия решения оператором (для высоты полета аппарата в 400 км): 20 - 30 с, 20 - 30 объектов/виток, 10 - 15 с. Такой метод реализуется на космическом аппарате с массой в 100 кг (масса целевой аппаратуры - 16-18 кг), информативность радиолинии - 1 Мбод.

Следующим шагом на пути использования интерактивного метода является использование наземных средств распознавания образов.

Перед началом работы с КА оператор задает эталонные изображения которые требуется снять во время сеанса связи. Библиотека эталонных образов представляет собой банк данных, в котором содержатся изображения участков поверхности Земли с низким разрешением.

КА входит в зону радиовидимости наземного пункта управления. На наземный пункт управления передается изображение участка местности, снятого при помощи обзорной камеры. После передачи изображения на наземный пункт ось визирования обзорной камеры удерживается в центре участка поверхности, переданного на наземный пункт управления. На наземном пункте управления система выбора объекта съемки автоматически производит сравнение полученного изображения с эталонами, которые задал оператор. Если на полученном изображении присутствуют участки местности, совпадающие с эталонными по ряду признаков, то система формирует и передает на КА команду для съемки этих участков с помощью детальной камеры. Система управления аппаратом осуществляет перенацеливание детальной камеры на требуемый участок поверхности. Изображения полученные детальной камерой передается на наземный пункт управления.

После завершения передачи изображения цикл съемки повторяется. Оператор может проанализировать новые изображения и при необходимости занести их в библиотеку эталонных образов. В результате анализа метода были получены следующие данные о длительности цикла, производительности метода и времени принятия решения оператором (высота полета 400 км): 15 - 20 с, 30 - 40 объектов/виток, 1 с. Такой метод реализуется на космическом аппарате с массой в

200 кг (масса целевой аппаратуры - 20-30 кг), информативность радиолинии - 1 Мбод.

Наиболее сложным с точки зрения реализации является интерактивный метод с использованием бортовых средств распознавания образов. Однако к его преимуществу следует отнести полную автоматизацию процесса интерактивного управления. Благодаря этому достигается большая производительность системы.

При данном методе оператор задает эталонные образцы поверхности Земли или объектов на ее поверхности, которые требуется снять с высоким разрешением и заносит эти данные в бортовую библиотеку эталонных образов (во время сеанса связи). На борту КА дополнительно устанавливаются бортовая библиотека эталонных образов и бортовой компьютер обработки видеоизображений. Бортовая библиотека эталонных образов представляет собой банк данных, в котором содержатся требуемые изображения участков поверхности Земли и объектов, подлежащих съемке. Библиотека содержит и признаки объектов. Банк данных может изменяться и дополняться с наземного пункта управления.

Аппарат начинает съемку в тот момент, когда находится над участком Земли, подлежащим изучению. Первоначально съемка местности проводится при помощи обзорной камеры. После получения изображения аппарат автоматически (для этого видеоинформация обзорной камеры непрерывно предоставляется для системы управления аппаратом) удерживает ось визирования обзорной камеры в центре участка земной поверхности. Бортовой компьютер производит сравнение полученного изображения с эталонами, находящимися в бортовой библиотеке. При наличии на изображении участков местности совпадающих с эталонными система формирует команду для проведения съемки этих участков с помощью детальной камеры. Полученные изображения запоминаются в бортовом компьютере. При нахождении КА в зоне радиовидимости эти изображения могут быть переданы на наземный пункт. На наземный пункт управления можно передавать не само изображение, а лишь формализованный отчет о наличии или отсутствии на снимаемой поверхности объектов совпадающих с эталонными.

После анализа метода были получены следующие данные о длительности цикла и производительности метода: 15 - 20 с, до $2 \bullet 10^3$ объектов/виток. Например, такой метод реализуется на КА с массой в 300 кг (масса целевой аппаратуры - до 40 кг), информативность радиолинии - 2 Мбод.

Литература

1. **Гарбук С.В. , Гершензон В.Е.** . Космические системы дистанционного зондирования Земли. – М.: Издательство А и В, 1997. – 296 с., ил.
2. **Рябова И.В. , Еськов Д.Н., Данилкн А.П.** . Малые искусственные спутники с оптико-электронной аппаратурой в программах дистанционного зондирования Земли.// "Оптический журнал". 1996. №1. – С.4-19.
3. **Ламзин В.А., Малышев Г.В., Маглинов И.Д., Хайлов М.Н.**. Экспериментальный МКА наблюдения с элементами интерактивного управления. XXI Научные Чтения по космонавтике, Москва, 28-31 января 1997 г. Тезисы докладов. М., ИИЕТ РАН, 1997, с 39-40.

Earth Remote Sensing Low-Orbit Small Spacecraft Concept

G.V. Malyshev*, A.P. Svotin*, V.A. Lamzin**, I.D. Maglinov***, M.N. Khaylov***

* - Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute (RIAME MAI)
125810, Moscow, Volokolamskye sh. 4
Fax: (095) 1580367
** - Moscow Aviation Institute (MAI)
*** - Lavochkin's Accosiation

Earth remote sensing small spacecraft with interactive survey process control concept is considered.

The two-level Earth remote sensing system consisting from two opto-electronic units based on the CCD-matrixes with the various resolution (survey and detail cameras) is used for realization of interactive control.

Purpose-oriented data obtaining in real-time about Earth surface regions with the high resolusion is provided by repointing executed operator in real-time mode.

The analysis of the Earth remote sensing small spacecraft performance with mass from 100 up to 300 kgs is conducted based on developed design models .

Earth Remote Sensing (ERS) state-of-the-art spacecraft (SC) represents the high precision and complex system. The analysis of ERS SC existing circuit solutions has shown, that high requests to accuracy both of orientation and stabilization and the throughput of on-board radio channel of the purpose-oriented data considerably increase SC mass as a whole[1]. Similar SC development and operation require attraction of significant financial assets. One of main methods of cost decreases is the creation and use of Earth observation space systems based on small SC[2].

The concept of ERS SC with mass from 100 up to 300 kgs has developed. It based on the following principles:

- received data parameters optimization according to the user's requests;
- application of image receivers which have small sensitivity to orientation system parameters;
- use of a two-stage opto-electronic complex;
- realization of programmed and interactive pointing methods;
- on-board image processing system usage;
- purpose-oriented opto-electronic complex including into the control loop;
- use of passive methods of orientation and stabilization (gravitational, aerodynamic).

Analysis of commercial market of ERS data usage shows, that main number of users of such data interest the Earth surface images with average spatial resolution level for various spectral ranges. ERS SC design provides the observation equipment installation allow to receive the images with an average resolution level and in several spectral (visible and near infra-red) ranges.

ERS state-of-the-art SC use the various options of CCD receivers (linear and matrix). The feature of linear CCD receivers application consists in necessity to carry out scanning of imaging surface. Usual such scanning is possible to carry out at the expense of SC orbital movement (route survey). In some cases the scanning is used at the expense of angular movement of SC or special mirror. Such schemes put forward rather large requests to accuracy of the stabilization and orientation system. It results to increase of SC mass. Orientation and stabilization system usage with lower accuracy results to image quality decreasing.

As a result of the existing image receivers analysis the CCD-matrix was chosen. They allow to register the image without additional scanners and tools. Putting matrix into the «chess» order it is possible to achieve the required value of strip width. At the given matrix's position the method of route survey is used. The scanning is carried out at the expense of SC orbital movement. Visual axis of opto-electronic repointing is carried out perpendicularly to SC flight direction through a mirror (from 400 kms altitude the observation strip is 600 - 800 kms). The request to SC stabilization accuracy is considerably reduced for instant surface image registration by several matrixes placed in the «chess» order. The matrixes pointing allows to receive the qualitative route image at a rather strong mismatch between a scanning direction (flight direction) and matrix's columns (at usage of 5 matrixes with format of 500×582 elements with overlapping zone in 46 elements this corner can achieved 2^0. The spare resolution from 400 kms altitude is 30 meters, strip width is 50 kms.

Except stabilization and orientation system the high requests to ERS SC are put forward on the part of on-board radiocomplex. It performance should be comparable to a required image transfer rate (at real time videoimage downlink). For solving this problem it is possible to use some solutions. First, it is possible to refuse direct image downlink, and to carry out its record on the on-board storage device for consequent downlink. For solution of many observation problems such approach is optimum, and sometimes and unique (observation outside of radiovisibility zone at absence of additional relay devices). The state-of-the-art devices allow to record on the storage device with introduction of data compression (in 2-3 times). Secondly, the direct videodata transmission to the radiochannel with compression algorithms usage is possible. However problem of simultaneous reading, compression and transmission of data can appear rather difficult both in hardware, and in software direction. In each case there is a necessity of installation on-board the radiochannel with high throughput. Frequently user interests small volume of received data. The part of data on some reasons (for example, weather conditions or survey object and SC position) can be limiting for application. This implies, necessity of choice by the user only of necessary data. This choice should be carried out during the survey. That reduces requests to radiochannel throughput.

Such approach to data obtaining from space observation means was called as survey process interactive control. The method can be divided on: interactive with selective obtained data transmission, interactive with direct survey process control, interactive with ground image recognition means application, interactive with on-board image means usage[3].

The interactive method with selective obtained data transmission of the information is the most easy. For its realization practically it is not required of

modification in traditional structure of observation SC. The main idea of the method is the following. SC enters into the radiovisibility zone of ground control and data acquisition and processing complex. Command on a beginning of route survey of required objects is transmitted into the board. The registered data is located in the on-board storage device. Simultaneously to it there is a direct videodata downlink, but thus it is exposed to artificial deterioration (for example, to compression with loss of quality). In result on the Earth is the preliminary data which on arrives it is possible to judge what from removed objects should be received on real time image. As a result of the analysis on a ground control complex the control command is formed, in which it is underlined those image sites is necessary to extract from the on-board storage device and downlink in real resolution. As a result of it the required data can be transferred on that revolution, as the survey (if SC will be in radiovisibility zone) or on the consequent revolution. It is required a opto-electronic complex permitting to make for realization of this route survey method. The onboard storage device is exposed only to modernization. It should allow to extract from the whole data dimension only those sites which interest the experts on the Earth.

The interactive method with survey process direct control is more difficult. The SC purpose-oriented equipment K should include survey and detail cameras.

The principle of interactive control consists in the following. SC enters into radiovisibility zone of ground control complex. Thus it transmits on ground complex the site of landscape image received by survey camera (image at once is removed on operator monitor of ground complex). This image characterizes by low significance of spare resolution (hundred meters) and large size of a captured surface (hundred kilometers). After image downlink the survey camera visual axis is kept in center of surface site transferred on ground control complex. On the ground control complex the operator analyzes the obtained image and selects a site of district, which is required to be received with the higher resolution. After that the computer of ground complex automatically forms the instruction set on survey of the given district site and transmits them aboard of SC. The SC control system carries out detail camera visual axis pointing on surface site selected by the operator. Described by high significance of spare resolution (from units up to tens meters) and survey surface small size (unit or tens kilometers), the image from the detail camera, is transmitted on ground control complex.

After completion of image transmission the following survey cycle begins. After the method analysis the following data on cycle duration, method productivity and decisionmaking time by the operator (for SC flight altitude is 400 kms) were obtained: 20 - 30 sec, 20 - 30 objects per revolution, 10 - 15 sec. Such method will be realized on SC with mass about 100 kgs (purpose-oriented equipment mass is 16 - 18 kgs), radiochannel selfdescriptiveness is 1 Mbod.

Following step on path of interactive method application is use of ground image recognition means.

Before the operation beginning with SC the operator sets the standard images which is required to survey during a link time. The standard image library represents a data bank with Earth surface site images with the low resolution.

SC enters into radiovisibility zone of ground control complex. The image of district site from survey camera downlink. After image downlink the visual axis of survey

camera is kept in center of transferred surface site. On ground control complex the survey object choice system automatically makes matching the obtained image with standard images given by operator. If on the obtained image there are district site images conterminous with standard one on a number of properties, the system forms and transmits on SC the command for survey these sites by detail camera. The SC control system carries out repointing of the detail camera on required surface site. The images obtained by detail camera is downlink.

After finishing of image transmission the survey cycle repeats. The operator can analyze the new images and if necessary to bring them into standard image library. As a result of method analysis the following data on cycle duration, method productivity and decisionmaking by the operator time (flight altitude is 400 kms) were obtained: 15 - 20 sec, 30 - 40 objects per revolution, 1 sec. Such method will be realized on SC with mass about 200 kgs (purpose-oriented equipment mass is 20 - 30 kgs), radiochannel selfdescriptiveness is 1 Mbod.

The most difficult is the interactive method with on-board image recognition means from the realization point of view. However to its advantage it is necessary to relate full automation of interactive control process. Due to this the large system productivity is achieved.

At the gives method the operator sets Earth surface standard images or objects on its surface, which are required to be survey with the high resolution and brings these data into the on-board standard image library (during a link time). On-board the SC in addition the on-board standard image library and on-board videodata processing computer are installed. The on-board standard image library represents a data bank contained the required Earth surface site images and objects are being to survey. The library contains also object properties. The data bank can be changed and to be supplemented from ground control complex.

SC begins survey in that moment, when is above the Earth site which is being a subject to learning. Originally district survey is carried out through the survey camera. After image obtaining the SC automatically (for this purpose survey camera videodata continuously is granted for SC control system) keeps survey camera visual axis in center of Earth surface site. The on-board computer makes matching the obtained image with the standard one which are taking place in the on-board library. If on the obtained image there are district site conterminous with standard one on a number of properties, the system forms the command for survey these site by detail camera. The obtained images are save in on-board computer. At SC positioning in radiovisibility zone these images can be downlilnk. It is possible to downlink not image as a whole but only formalized report on availability or absence on survey surface of objects conterminous with standard.

After method analysis the following data on cycle duration and method productivity were obtained: 15 - 20 sec, up to $2 \cdot 10^3$ objects per revolution. For example, such method will be realized on SC with mass about 300 kgs (purpose-oriented equipment mass is up to 40 kgs), radiochannel selfdescriptiveness is 2 Mbod.

Literature

1. **Garbuk S.V., Gershenzon V.E.**. Space systems of Earth remote sensing. - Moscow.: A and B, 1997. - 296 p.
2. **Rybova I.V., Es'kov D.N., Danilkin A.P.**. The small satellites with the opto-electronic equipment in Earth remote sensing programs. // " The Journal of Optical Technology ". 1996. N 1. - pp. 4-19.
3. **Malyshev G.V., Lamzin V.A., Maglinov I.D., Khaylov M.N.**. Experimental Remote Sensing SSC With Interactive Control Elements. XXI Scientific Conference on Cosmonautics, Moscow, January 28-31, 1997. The Abstracts. pp. 39-40.

Малый космический аппарат для экологического мониторинга на базе унифицированной платформы

А.Селиванов, Ю.Тучин, М.Новиков, Ю.Гектин,
РНИИ КП
111250, Москва, Авиамоторная ул., 53
Факс: (095) 273 5943
Ю. Трифонов, А.Горбунов
НПП ВНИИ ЭМ
101000, Москва, Главпочтамт, а/я 496
Факс: (095) 2074962

В сложившейся в настоящее время в России системе мониторинга природной среды и экологического контроля важное место занимает многоспектральная информация среднего пространственного разрешения, поступающая с приборов МСУ-СК космических аппаратов серии "Ресурс-О1". Широкая полоса захвата и наличие архивных данных за продолжительный период наблюдения позволяют исследовать динамику различных процессов и оперативно обнаруживать районы экологических бедствий практически в любой точке территории России и других стран.

Большое значение для обеспечения постоянного контроля за экологической обстановкой имеет частота наблюдения, что, в свою очередь, требует увеличения числа КА. При использовании обычных КА, это связано со значительными затратами. Эффективным решением является использование малых космических аппаратов (МКА).

Поэтому актуальна проработка установки МСУ-СК на специализированном МКА в качестве базы, которого предполагается использование унифицированной космической платформы, разработанной в НПП ВНИИ ЭМ.

Показано, что использование современных технических решений позволяет улучшить характеристики МСУ-СК в частности ввести дополнительный канал 3,5-4,1 мкм, увеличить пространственное разрешение в инфракрасных каналах до уровня разрешения в видимых, увеличить ресурс работы и реализовать массогабаритные характеристики, удовлетворяющие требованиям установки на МКА.

Small space craft for ecological monitoring on the basis of a unified platform

A.Selivanov, Y.Tuchin, M.Novikov, Y.Gektin
RISDE
111250, Moscow, Aviamotornay street, 53
Fax: (095) 273 5943
Y.Trifonov, A.Gorbunov
VNIIEM
10100, Moscow, Post 496
Fax: (095) 207 4962

In existing at the moment in Russia system of natural environment and ecological monitoring the important place is occupied with the MSU-SC medial spatial resolution multispectral information of space crafts "Resurs-O1". The wide swath and presence of archival data for long period of supervision allow to investigate dynamics of various processes and quickly find out regions of ecological disasters practically in any point of Russia and other countries territory.

The frequency of supervision has large importance for maintenance of the ecological conditions monitoring, that, in turn, requires increase of SC number. Use of usual SC is connected to significant expenses. The effective decision is use of small space crafts (SSC).

Therefore study of the MSU-SC installation on specialised SSC, which use as base a unified space platform developed by VNIIEM, is urgent.

Is shown, that use of the modern technical decisions allows to improve the MSU-SC characteristics in part of the 3,5-4,1 microns channel adding, increasing of the spatial resolution in infrared channels up to a level of the resolution in visible channels, increasing of resource of work and realising of mass and dimensions, satisfying the SSC installations requirements.

Малый аппарат как элемент перспективной системы обслуживания космических объектов

В.Буланов, Г.Успенский., В.Иванов, В.Миронов

ЦНИИМАШ

141.070 г.Королев, Московская область

ул.Пионерская, 4.

Факс: (095) 513 – 42 - 92

Реферат

Перспективная космическая деятельность предполагает решение задачи обслуживания и ремонта космических объектов. Разработка малых аппаратов, выполняющих отдельные вспомогательные функции в этом процессе, является новым направлением их развития. В данном докладе рассматривается проблема обеспечения стабилизации автоматических космических аппаратов (КА), потерявших ориентацию, с использованием малого аппарата - дистанционно управляемого манипулятора (ДМ). По результатам проведенных исследований предложен проектный облик аппарата, проработаны его основные системы и характеристики, определены рациональные области применения и алгоритм использования при решении задачи стабилизации объектов.

Проектный облик малого аппарата

Наиболее распространенные нештатные ситуации, возникающие на орбите, связаны с потерей ориентации космическими объектами как в следствии отказа того или иного элемента, так и в результате ошибки экипажа или в программно-математическом обеспечении из-за неотработанности отдельных операций. Эти случаи, с одной стороны, создают угрозу безопасности другим КА, включая и элементы международной космической станции (МКС), с другой стороны, могут приводить к потере уникального и дорогостоящего оборудования, доставляемого космическими объектами.

Для обеспечения безопасности автономных КА и инфраструктуры станции в таких ситуациях необходимо увести аварийный аппарат с орбиты МКС, обеспечить проведение его диагностики и соответствующих ремонтных

операций. При этом, одной из сложнейших динамических и технологических операций является перевод аварийного аппарата из состояния произвольного углового вращения в состояние стабилизированного объекта. Для эффективного решения этой критической технологии предлагается использовать малый аппарат – дистанционно управляемый манипулятор. Основной целью этого малого аппарата является жесткая стыковка с произвольно вращающимся КА, его стабилизация и проведение предварительной диагностики его служебных систем с последующей передачей информации на борт автоматического КА обслуживания и ремонта (КАОР). Такой многоразовый малый аппарат является составной частью аппарата ремонтника при общей массе ~75÷80 кг. Он оборудован эффективной системой управления по видеоизображению, двигательной установкой, упрощенными служебными, включая и систему стабилизации, работающей на гидразине, двумя стыковочными устройствами (СТУ) различного конструктивного выполнения, системой энергоснабжения и т.д. Одно из СТУ является штатным (типа "штырь-конус") и предназначено для штатной жесткой стыковки с обслуживаемыми КА (ОКА), когда тот находится в стабилизированном положении. Второе СТУ является аварийным стыковочным устройством и используется только в том случае, когда обслуживаемый КА находится в состоянии произвольного углового вращения. Проектно-компоновочная схема малого аппарата – дистанционно управляемого манипулятора приведена на рис. 1.

Выполнение как штатной, так и аварийной стыковки дистанционно управляемого манипулятора с ОКА предполагает обязательное наличие в составе ОКА пассивного агрегата СТУ (приемного конуса) и поворотной прицельной штанги с установленным на ее конце маяком.

Сценарий сближения и стыковки дистанционно управляемого манипулятора с произвольно вращающимся ОКА

1. Зависание (100÷300 м) КАОР около ОКА с целью определения параметров углового движения ОКА на основе анализа его видеоизображения и решения задачи выбора оптимальной стратегии сближения и стыковки с ОКА и последующего гашения его угловой скорости и стабилизации.

2. Отделение дистанционно управляемого манипулятора от КАОР, его

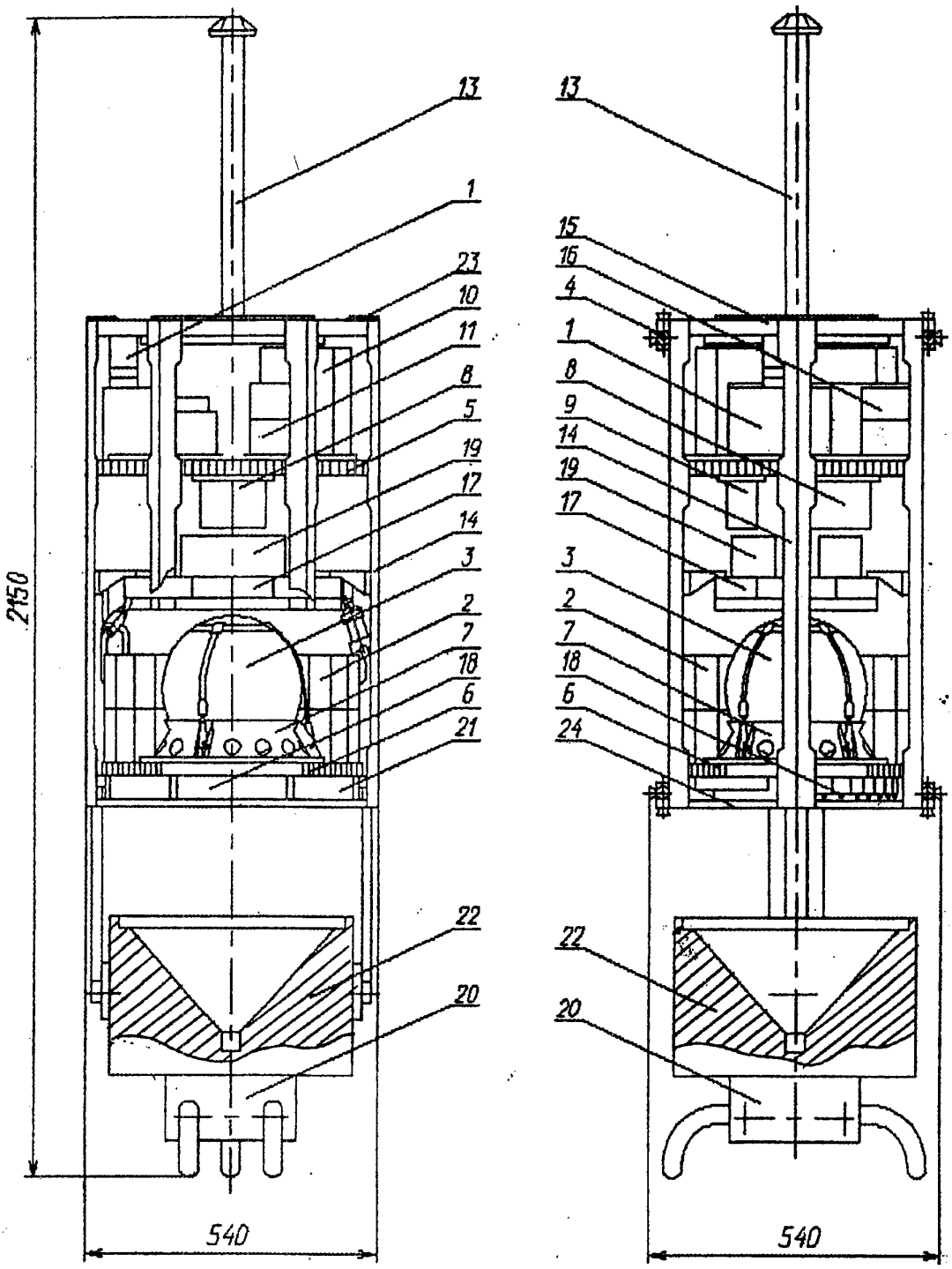


Рис.1. Проектно-компоновочная схема манипулятора ДМ
(в конфигурации для стыковки с некооперируемым КА)

В.Буланов

сближение (реализация траектории "погони") и жесткая стыковка с ОКА. Гашение углового движения ОКА (за счет исполнительных двигателей системы ориентации манипулятора) и стабилизация в заданном направлении. Управление движением дистанционно управляемого манипулятора на этапах сближения, стыковки и стабилизации выполняется по видеоизображению в полуавтоматическом режиме. Изображение передается на наземный комплекс управления (НКУ) и команда с НКУ на манипулятор передается с ретрансляцией через КАОР.

3. Проведение предварительной диагностики состояния бортовых систем ОКА с ретрансляцией информации через КАОР.

4. Проведение диагностических и ремонтно-восстановительных работ.

5. Возвращение манипулятора ДМ на борт КАОР.

Если не удается застабилизировать ОКА (например, при полном расходе топлива) или результаты предварительной диагностики показывают, что ОКА представляет непосредственную опасность для КАОР, то дистанционно управляемый манипулятор отделяется от обслуживаемого аппарата и возвращается на борт КАОР (для дозаправки и затем повторной стыковки с обслуживаемым КА). Запасы топлива (гидразина) на борту КАОР позволяют обеспечить до 15 дозаправок манипулятора, что, в свою очередь, позволяет ему в итоге застабилизировать автономный КА массой до 10 т.

Основные характеристики дистанционно управляемого манипулятора (ДМ)

Таблица 1.

Масса аппарата (без заправки топливом и резерва), кг	50
Габариты, мм диаметр описанной окружности высота	 600 900
Запас характеристической скорости, м/с	320
Энергопотребление, Вт максимальное дежурное	 40 6
Система управления движением: управление по видеоизображению;	

В.Буланов

интерактивная полуавтоматическая.	
Допустимые параметры стыковки: относительная скорость сближения, м/с угол между вектором дальности и осью стыковочного узла, град. Угловая скорость между вектором дальности и осью стыковочного узла, град/с	 10 20 20
Разрешающая способность телекамеры (с расстояния 100 м), см	6
Требуемая дальность действия радиолинии, км	1
Информативность радиолинии на передачу, Мбод	2.5

Анализируя основные характеристики манипулятора ДМ, приведенные в таблице 1. необходимо отметить следующее:

- запас характеристической скорости (порядка 320 м/с) позволяет манипулятору ДМ осуществлять многократные траекторные и динамические маневры в процессе сближения и стыковки с обслуживаемым КА);

- энергоснабжение систем манипулятора ДМ осуществляется от аккумуляторной никель-кадмиевой батареи. Максимальное энергопотребление - 40 Вт. На последующих стадиях проектирования предполагается использование более мощной аккумуляторной батареи с применением литиевых элементов и увеличением максимального энергопотребления до 150-200 Вт. Это позволит дополнительно проводить диагностику функционирования основных служебных систем и агрегатов обслуживаемого КА;

- разрешающая способность телекамеры манипулятора ДМ (6 см с расстояния 100 м дальности) позволяет проводить визуальную инспекцию космического аппарата с передачей телеинформации на борт КАОР или в НКУ;

- на борту манипулятора ДМ предусмотрено наличие ~10 кг топлива (гидразина), в конструкции самого манипулятора ДМ предусмотрено заправочное устройство, обеспечивающее 15-ти кратную дозаправку гидразина с борта КАОР.

Таблица 2.

Массовая сводка манипулятора ДМ

В.Буланов

Система	Масса, кг
Видеокомплекс	0.9
Система управления: • акселерометр • ДУСы	2.9 0.3 1.8
БЦВМ	3.0
Бортовой радиокомплекс: • приемник • передатчик • антенны • прочие элементы	7.7 0.6 1.0 1.6 4.5
Система электропитания: • аккумуляторная батарея • устройство управления	9.55 9.0 0.55
Двигательная установка: • двигатели (16) • агрегаты пневмо-гидросистемы • заправка	22.8 5.6 6.8 10.4
Система терморегулирования	0.8
БКС	2.1
Конструкция (с учетом приемного конуса пассивного СТА и захватного устройства)	20.65
Резерв	2.6
Итого:	73.0

Двигательная установка манипулятора ДМ

Таблица 3.

Технические характеристики ДУ

Параметр	Единица измерения	Значение
Располагаемая тяга микродвигателя	Н	10
Количество микродвигателей	шт.	16
Масса топлива • активная	кг	10.0

В.Буланов

• общая		10.4
Система наддува		газовая система подачи прямого расширения
Масса ДУ (сухая)	кг	12.4
Удельный импульс микродвигателя	Н с/кг	2000

Двигательная установка работает на однокомпонентном топливе - гидразине.

Система наддува. В системе используется запасенный в топливном баке газ, находящийся под давлением не менее $2 \bullet 10^6$ Па. Газ наддува гелий. По мере выработки топлива давление в топливном баке уменьшается, но к моменту полной выработки топлива превышает давление в камере сгорания двигателя на величину гидравлических потерь по тракту.

Система подачи топлива. Система включает топливный бак, пиропатрон с пироклапаном, стабилизатор давления, заправочные и проверочные клапаны.

Для запуска двигателей в невесомости внутри сферического топливного бака находится фазоразделительное устройство капилярного типа (сетки). Электрогидроклапаны отсекают топливные магистрали от коллекторов с микродвигателями, что повышает надежность системы в случае негерметичности управляющих клапанов микродвигателей. Стабилизатор давления применяется для регулирования давления в камерах сгорания микродвигателей и работает как электроредуктор.

Видеокомплекс (ВК) манипулятора ДМ

Основные цели и задачи:

- получение черно-белого изображения объекта с заданным разрешением;
- предварительная обработка видеоизображения;
- формирование образа объекта.

В.Буланов

Таблица 4.

Основные технические характеристики ВК

Характеристики ВК	Значения
Размерность ПЗС матрицы	512×512
Фокусное расстояние объектива, мм	8
Разрешение: • угловое, рад • на дальности 100 м, м	 6×10^4 0.06
Поле зрения видеокамеры	32°×23° (756 квадратных град)
Объем кадра видеоизображения, Мбит	2.4
Время формирования кадра видеоизображения, с	0.02
Габариты, мм (прототип): • объектив • камера	 40×30 50×50×30
Масса, г (прототип): • объектив • камера с элементами конструкции	 120 780
Энергопотребление, Вт	3

Бортовой вычислительный комплекс манипулятора ДМ

Таблица 5.

Основные технические характеристики БЦВМ

Разрядность данных, бит	16
Объем ПЗУ, Кбайт	512
Объем оперативной памяти, Кбайт	512
Время выполнения команд типа регистр-регистр, мкс	2
Объем буферной памяти, Мбит	1 (16 блоков по 64 Кбайт)
Длительность цикла чтения, нс	85
Энергопотребление, Вт: • максимальное • дежурное	 7 2

В.Буланов

Масса, кг	3
Габариты, мм	180×180×80

Основные решаемые задачи:

- обработка и хранение программно-командной информации с последующей ее выдачей функциональным модулям;
- программное обеспечение для функционирования различных модулей и их тестирования;
- синхронизация работы бортовых систем;
- обработка видеоизображений для получения информации о взаимной ориентации и положении между объектами;
- обработка видеоизображений для ориентации в звездной системе координат;
- организация работы и управление работой бортовых систем;
- хранение видеоизображений и подготовка к передаче;
- управление движением и ориентацией аппарата;
- обработка, хранение и подготовка к передаче телеметрической информации;
- проведение тестовых проверок во время нахождения на борту КАОР и на земле;
- организация функционирования систем манипулятора ДМ в составе КАОР.

Используемые системы наведения в задаче сближения дистанционного манипулятора с произвольно вращающимся обслуживаемым КА

В рассматриваемой задаче для получения информации о параметрах пассивного произвольно вращающегося КА могут использоваться различные физические принципы. Однако, с учетом существующих средств наведения, в составе бортового оборудования манипулятора были использованы видео, инфракрасная и радиолокационная система наведения. Ниже более подробно рассмотрена лишь телевизионная система (см. рис.2.).

Система наведения на некооперируемый объект должна обеспечивать получение информации о параметрах движения некооперируемого объекта, обработку этих параметров с целью формирования траектории погони и

формировать команды управления двигательными установками малого космического аппарата-перехватчика манипулятора ДМ.

Телевизионная система, используемая для целей наведения, показана на рис.2.

Космический аппарат-перехватчик заходит к некооперируемому объекту с солнечной стороны (в светлое время суток). Информация с короткофокусного объектива 2 поступает на ПЗС-матрицу 6, формирующую сигнал изображения. Система считывания изображения 7 формирует в цифровом виде информацию, поступающую на процессор обработки видеоинформации 8. В результате обработки видеоинформации на контроллер управления двигательными установками поступают сигналы, соответствующие траектории погони за некооперируемым объектом. В процессе обработки видеоинформации решается задача распознавания образа объекта, эталонная информация о котором хранится в блоке памяти 10.

После наведения на некооперируемый объект по информации с короткофокусного объектива процессор обработки видеоинформации формирует сигналы, поступающие на контроллер привода длиннофокусного объектива 4. В процессе сближения с некооперируемым объектом с целью стыковки используется информация, поступающая с длиннофокусного объектива 1.

Наличие привода длиннофокусного объектива позволяет экономить топливо двигательных установок при колебательных движениях некооперируемого объекта.

В тех случаях когда некооперируемый объект не освещен Солнцем может применяться инфракрасная система наведения с использованием источника облучения объекта инфракрасными лучами. На штанге некооперируемого объекта располагается отражатель инфракрасного излучения. В отличие от телевизионной системы наведения чувствительными элементами являются p-i-n- диоды, обеспечивающие высокую чувствительность к инфракрасному излучению с сохранением низкого уровня электрических шумов.

Радиолокационная система наведения требует наличия на штанге некооперируемого объекта уголковых отражателей, отражающих радиоизлучение с длиной волны в единицы миллиметров.

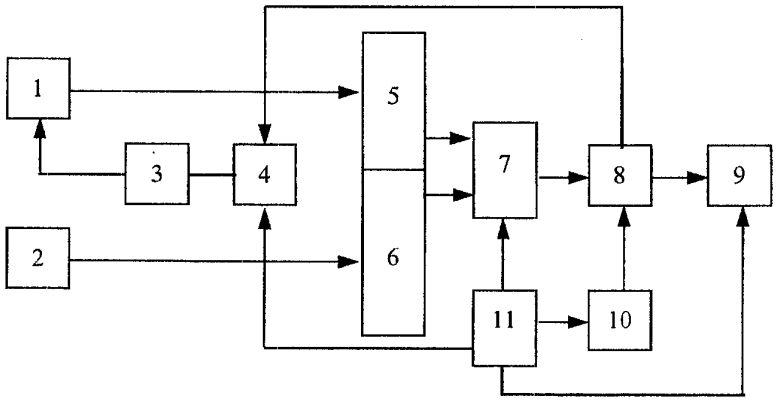


Рис.2. Телевизионная система наведения

Обозначения на рис.2.:

1 длиннофокусный объектив
2 короткофокусный объектив
3 привод длиннофокусного объектива
4 контроллер привода длиннофокусного объектива
5, 6 ПЗМ-матрицы оптикоэлектронных преобразователей
7 система считывания изображения
8 процессор обработки видеоинформации
9 контроллер управления двигательными установками
10 блок памяти
11 источник вторичного электропитания

Таким образом, приведенные в статье технический облик и основные технические характеристики малого аппарата - дистанционно управляемого манипулятора позволяют эффективно решить проблему стабилизации произвольно вращающегося автономного КА и затем обеспечить проведение предварительной диагностики его служебных систем. Результаты диагностики передаются на борт аппарата ремонтника (КАОР) для последующего анализа и принятия решений.

Small apparatus as an element of perspectiv system service of space objects

V. Bulanov, G. Uspenskiy, V. Ivanov, V. Mironov

141070, Korolyov, Moscow area
Street. Pionerskaya, 4.
Fax: (095) 513 – 42 - 92

The abstract

The perspectiv space activity assumes the decision of a problem of service and repair of space objects. The development of small apparatus, carrying out separate auxiliary functions in this process, is a new direction of their development. In the given report a problem of maintenance of stabilization of automatic space vehicles (ASV), losing orientation, with use of the small apparatus - distantly of the controlled manipulator (CM) is considered. By results of spent researches design shape of the apparatus is offered, its basic systems and characteristics are worked, rational areas of application and algorithm of use are determined at the decision of a problem of stabilization of objects.

Design shape of the small apparatus

The most distributed accident situations, arising on an orbit, are connected to loss of orientation by space objects as in a consequence of a refusal that or other element, and in result of an error of crew or in a program-software because of unreliable of separate operations. These cases, on the one hand, create threat to safety other SV, switching on and elements of international space station (ISS), on the other hand, can result in loss of the unique and expensive equipment, delivered by space objects.

For good safety independent SV and the infrastructures of station in such situations are necessary for withdrawing the emergency apparatus from an orbit ISS, to ensure realization of its

diagnostics and appropriate repair operations. Thus, one of most difficult of dynamic and technological operations translation of the emergency apparatus from a condition of any angular rotation in a condition of stabilized object is. For the effective decision of this critical technology it is offered to use the small apparatus distantially the controlled manipulator. The basic purpose of this small apparatus is rigid coupling with arbitrary rotating SV, its stabilization and realization of preliminary diagnostics of its service systems with the subsequent transfer of the information aboard automatic ASV of service and repair (SVSR). Such reusable small apparatus is a component of the apparatus of the repairman at general weight (75...80) kgs. It is equipped by an effective system of management under the videoimage, impellent installation, simplified service, switching on and system of stabilization, working on hydrasine, two coapling devices (CD) various constructive fulfilment, system of power supply and etc.. One of SD is regular (type "probe - cone") and is intended for regular rigid coupling with served SV (SSV), when that is in a stabilized rule (situation). Second CD is emergency coupling device and is used only in that case, when served SV is in a condition of any angular rotation. The project- layout circuit of the small apparatus distantly of the controlled manipulator is resulted on fig. 1. The fulfilment both regular, and emergency coupling distantly of the controlled manipulator with SSV assumes certain presence in structure SSV of the passive unit CD (reception cone) and rotary sighting of a bar with established on its end beacon.

The script of rapproachement and coupling distantly controlled Manipulator with arbitrary rotating SSV

1. Lag (100...300 м) SVSR about SSV with the purpose of definition of parameters of an angular movement SSV on the basis of the analysis of its videoimage and decision of a problem of a choice of optimum strategy of rapproachement and coupling with SSV and subsequent clearing of its angular speed and stabilization.

2. Branch distantially of the controlled manipulator from SVSR, its rapproachement (realization of a trajectory of "pursuit") and rigid coupling with SSV. Clearing an angular movement SSV (at the expense of the executive engines of system of orientation of the manipulator) and stabilization in a given direction. The management of a movement distantly of the controlled manipulator at stages of rapproachement, coupling and

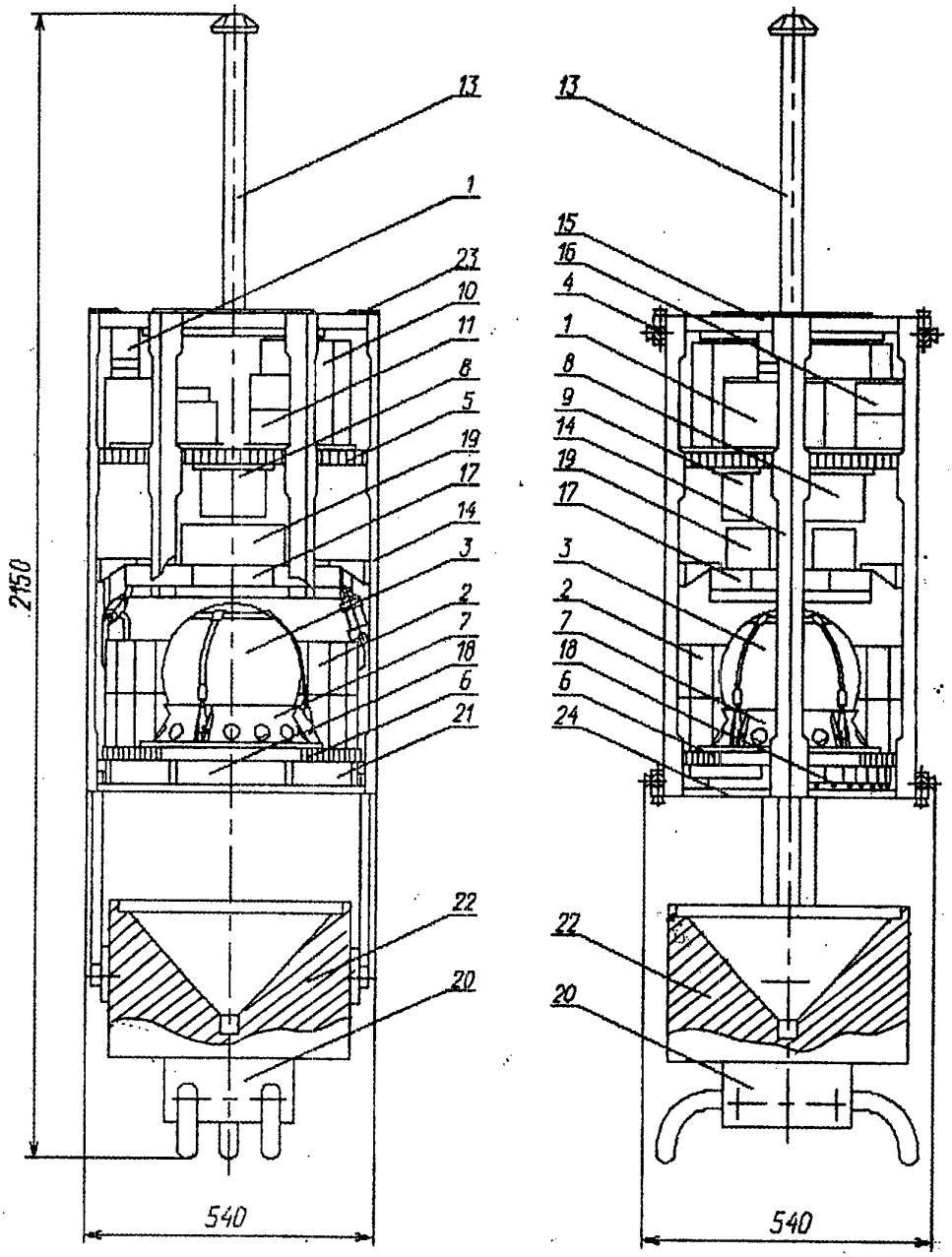


Fig.1. Project-layout circuit of the manipulator CM

(In a configuration for coupling with unco-operative SV)

V.Bulanov

stabilization is carried out under the videoimage in a semi-automatic mode. The image is transferred to a ground complex of management (LMC) and the team with LMC on the manipulator is transferred with retranlation through SVSR.

3. Realization of preliminary diagnostics of a condition onboard systems SSV with retranslation of the information through SVSR.

4. Realization diagnostic and repair and restorative works.

5. Returning the manipulator CM aboard SVSR.

If not it is possible stabilization for SSV (for example, at the complete charge of fuel) or results of preliminary diagnostics show, that SSV represents direct danger for SVSR, distantly the controlled manipulator is separated from the served apparatus and comes back aboard SVSR (for fill up and then repeated coupling with served SV). Stocks of fuel (hydrazine) onboard SVSR allow to ensure up to 15 fill up of the manipulator, that, in turn, allows it in a total stabilization independent SV in weight up to 10 т.

The basic characteristics distantly controlled Manipulator (CM)

Table 1.

Weight of the apparatus (without fill up by fuel and reserve), kg	50
Dimensions, mm Diameter of a described circle Height	 600 900
Reserv of characteristic speed, m/sec	320
Power, Wt Maximum On duty	 40 6
Control system a movement: Government under the videoimage; Interactiv semi-automatic.	
Allowable parameters coupling: Relative speed of rapproachement, m/sec Corner between a vector of range and axis coupling unit, hailstones. Angular speed between a vector of range and axis coupling unit, hailstones / sec	 10 20 20
Resolution of the telechamber (from distance 100 m), sm	6
Required range of action of a radioline, km	1
Information capability of a radioline for transfer, Mbod	2,5

V.Bulanov

Analyzing the basic characteristics of the manipulator CM, resulted in table 1. It is necessary to note following:

Reserve of characteristic speed (about 320 м/с) allows to the manipulator CM to carry out repeated trajectory and dynamic manoeuvres during rapproachement and coupling with served SV);

- the power supply of systems of the manipulator CM comes true from storage Ni -Kd battery. Maximum power - 40 Wt. At the subsequent stages of designing use of the more powerful storage battery with application Li - elements and increase power maximum up to 150-200 Wt is supposed. It will allow in addition to carry out diagnostics of functioning of the basic service systems and units served SV;

- resolution of the telechamber of the manipulator CM (6 sm from distance 100 m of range) allows to carry out visual inspection of a space vehicle with transfer of the teleinformation aboard SVSR or in LMC.

- onboard the manipulator CM presence (10 kg of fuel (hydrasine) is stipulated, in a design of the manipulator CM the refuelling device, ensuring 15-ти divisible fill up hidrasine from a board SVSR is stipulated.

Table 2.

The mass report of the manipulator CM

System	Weight, kg
Videocomplex	0,9
Control system:	2,9
Accelerometer	0,3
Angular speed measurement gauges	1,8
Board computer	3,0
Board radiocomplex:	7,7
The receiver	0,6
The transmitter	1,0
Aerials	1,6
Other elements	4,5
System of the power supply:	9,55
The storage battery	9,0
The device of management	0,55
Impellent installation:	22,8
Engines (16)	5,6
Gas-hidro system units	6,8
Fill up	10,4

V.Bulanov

Thermo-control system	0,8
BKC	2,1
Design (in view of a reception cone passive HUNDRED and captor the device)	20,65
Reserve	2,6
Total:	73,0

Impellent installation of the manipulator CM

Table 3.

Engine characteristics

Parameter	Unit of measurements	Meaning
Available draft of the microengine	N	10
Quantity(amount) of microengines	-	16
Weight of fuel Active General	Kg	 10,0 10,4
System of pressurization		Gas system of submission of direct expansion
Weight engine (dry)	Kg	12.4
Specific pulse of the microengine	N sek / kg	2000

The impellent installation works on one-component fuel - hydrasine.

System of pressurization. In system gas reserved in a fuel tank, being under pressure not less 2.10^6 Па, is used. Gas of pressurization - He. In accordance with development of fuel the pressure in a fuel tank decreases, but to a moment of complete development of fuel exceeds pressure in the chamber of combustion of the engine on size of hydraulic losses on a path.

System of submission of fuel. The system includes a fuel tank, explosive valve with explosive valve, stabilizer of pressure, refuelling and verifying valves.

For start of engines in weightlessness inside a spherical fuel tank is phase devided capillar device. Electro – hidraulic valves cut fuel highways from collectors with microengines, that raises reliability of system in a case unhermetisatuon of managing valves of microengines. The stabilizer of pressure is applied to regulation of pressure in chambers of combustion of microengines and works as electroreductor.

V.Bulanov

Videocomplex (VC) manipulator CM

Basic purposes and problems:

Reception of the black-and-white image of object with the given sanction;

Preliminary processing of the videoimage;

Formation of an image of object.

Table 4.

The basic characteristics VC

The characteristics VK	Meanings
Dimension CCD chip	512 x 512
Focus distance objective, mm	8
The sanction: Angular, is glad On range 100 m, m	 6×10^4 0,06
Field of sight of the videochamber	$32^0 \times 23^0$ (756 square hailstones)
Volume of the staff of the videoimage, Mbit	2.4
Time of formation of the staff of the videoimage, sec	0,02
Dimensions, mm (prototype): Objective The chamber	 40 x 30 50 x 50 x 30
Weight, r (prototype): Objective The chamber with elements of a design	 120 780
Power, Wt	3,0

The board computer complex of the manipulator CM

Table 5.

The basic characteristics board computer

Word length of data, bit	16
Volume the read - only STORAGE, Kilobyte	512
Volume of operative memory, Kilobyte	512
Time of fulfilment of teams of a type the register - register, mcsec	2
Volume of buffer memory, Mb	1 (16 units, 64 kb of each)
Duration of a cycle of reading, nsec	85
Power , Wt	
Maximum	7
On duty	2
Weight, kg	3
Dimensions, mm	180 x 180 x 80

V.Bulanov

Basic soluble problems:

Processing and хранение of the programe - information with the subsequent its distribution to functional modules;

The software for functioning various modules and their testing;

Synchronization of work onboard systems;

Processing the videoimages for reception of the information about mutual orientation and situation between objects;

Processing the videoimages for orientation in star - system of coordinates;

Organization of work and management of work onboard systems;

Prezervation of the videoimages and preparation for transfer;

Management of a movement and orientation of the apparatus;

Processing, keeping and preparation for transfer of the telemetering information;

Realization of test checks during a presence onboard SVSR and on ground;

Organization of functioning of systems of the manipulator CM in structure SVSR.

Used systems of prompting in a problem of rapproachement of the remote manipulator with arbitrary rotating served SV.

In a considered problem for reception of the information about parameters passive arbitrary rotating SV various physical principles can be used. However, in view of existing means of prompting, in structure onboard equipment of the manipulator were used video, infrared and radar-tracking system of prompting. Below in more detail television system (see fig. 2 is considered only.).

The system of prompting on unco-coperative object should provide reception of the information about parameters of a movement unco-coperative object, processing of these parameters with the purpose of formation of a trajectory of a pursuit and to form teams of management by impellent installations of a small space vehicle - the manipulator CM.

The television system, used for the purposes of prompting, is shown on fig. 2.

The space vehicle CM goes to unco-operative object from the solar party (to light time of days). The information with short-focus objective 2 acts on a CCD chip 6, forming a signal of the image. The system of reading of the image 7 forms in a digital kind the information, acting on the processor of processing of the videoinformation 8. In result of processing of the videoinformation on the controller of management by impellent installations signals, appropriate

to a trajectory of a pursuit for unco-coperative by object, act. During processing the videoinformation a problem of recognition of an image of object is solved, the reference information about which is stored in the block of memory 10.

After prompting on unco-coperative object under the information with short-focus objective the processor of processing of the videoinformation forms signals, acting on the controller of a drive long-focus objective 4. During rapproachement with unco-coperative the object with the purpose coupling uses the information, acting with long-focus objective 1.

Presence of a drive long-focus objective allows to save fuel of impellent installations at oscillatory movements unco-coperative object.

In those cases when unco-coperative the object is not covered by the Sun system of prompting with use of a source beaming of object infrared by beams can be applied infrared. On a bar unco-coperative of object places reflector infrared radiation. As against television system of prompting sensitive elements are p-i-n- diodes, ensuring high sensitivity to infrared to radiation with preservation of a low level of electrical noise.

The radar-tracking system of prompting requires presence on a bar unco-coperative of object corner reflectors, reflecting radioradiation with length of a wave in units of mms.

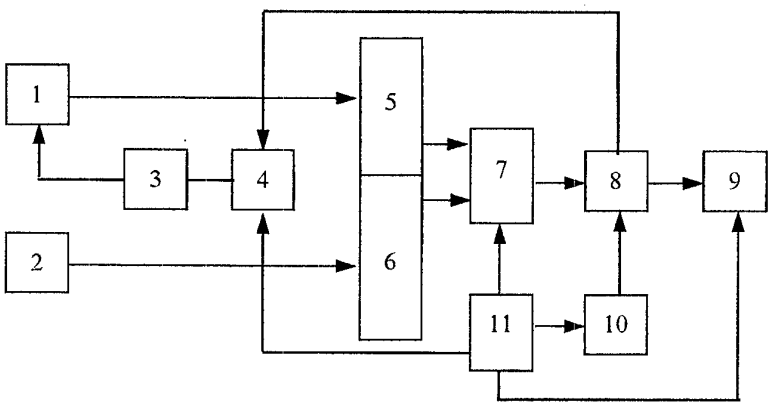


Fig.2. Television system of prompting

Designation on fig. 2.:

1 Long-focus objective

2 Short-focus objective

3 Drive Long-focus objective

4 Controller of a drive Long-focus objective

5, 6 CCD chip optic-electronic converters

7 System of reading of the image

8 Processor of processing of the videoinformation

9 Controller of management by impellent installations

10 Block of memory

11 Source of the secondary power supply

Thus, resulted in the article technical shape and basic characteristics of the small apparatus - distantly of the controlled manipulator allow effectively to decide a problem of stabilization arbitrary rotating independent SV and then to ensure realization of preliminary diagnostics of its service systems. The results of diagnostics are transferred aboard the apparatus of the repairman SVSR for the subsequent analysis and acceptance of the decisions.

V.Bulanov

Проблемы и перспективы развития систем дистанционного зондирования Земли на основе малых спутников

А.И.Кузин, А.Н.Дубовой., С.В.Пушкарский
4 ЦНИИ МО РФ
141090, г.Юбилейный Московской области,
ул.Тихонравова
тел.519-86-80, факс: 184-92-12

Обеспечение высоких уровней тактико-технических характеристик (линейного разрешения, количества снимаемых объектов, сроков активного функционировании).

Передача полученной информации на пункты приема в реальном масштабе времени.

Широкое использование последних достижений в миниатюризации и микроэлектронике.

Создание систем дистанционного зондирования Земли с аппаратурой, функционирующей в различных диапазонах электромагнитного спектра.

А.Кузин

Problems and Perspectives of Development of Earth Location Systems Based on Small Satellites.

Kuzin A. I., Dubovoy A.N., Pusharskiy S.V.

Providing of high-level tactical and technical characteristics (linear accuacy, number of objects, active existence duration of satellites).

Transmitting of takn information to earth receiving technical points in real time.

Wide using of last results in microelecronics.

Development of Earth distant location satellite systems in different bands of electromagnetic range.

A.Kuzin

Малоразмерный спутник дистанционного Зондирования Земли в инфракрасном диапазоне

В. Д. Ходжаев, Пушкин Н.М., Ачох Р.К, Касаткин И. Л.
(НПО Измерительная техника);Струля И.Л., Аксёнов Ю.А.
(НПО Композит)
141070, г. Королев Московской области,
ул. Пионерская, 2
тел. 513-12-05

Рассматриваются вопросы разработки, изготовления и использования миниатюрного спутника ДЗЗ [1] (масса до 20кг) с аппаратурой ИК- диапазона в составе предполагаемой глобальной информационно - управляющей системы [2].

Миниатюрный спутник оснащается ИК аппаратурой, чувствительной в диапазоне длин волн 2-5mkm или 8-14mkm. Аппаратура позволяет решать следующие задачи: оперативное гидро имеетеорологическое обеспечение, контроль пожаров, мониторинг облаков, ледовой и снежной обстановки, исследование океанских течений; разведка земных ресурсов, изучение вулканов, разведка нефти, снятие тепловых карт местности; обнаружение пуска ракет. В общем случае ИК аппаратура включает в себя три функционально завершенных и имеющих самостоятельное значение компонента.

ИК фотоприёмное устройство (ИК ФПУ) массой порядка 500г., где главным элементом является широкоформатный матричный ИК фотоприемник на основе тонких пленок (5-10 мкм) PbSnGeTe:In. Аппаратура обработки информации не должна превышать по массе (0,8-1,5 кг.

Вторым компонентом являются системы охлаждения, выполняемые, как правило, на базе газовых криогенных машин (ГКМ).Для азотного уровня охлаждения (77 K) уже сейчас известны холодильные машины массой до 300г. Для температур охлаждения ниже азотной и вплоть до 30 K система охлаждения на базе известной ГКМ типа МСМГ будет иметь массу 6-8кг

Третьим компонентом является оптика. Разработана технология изготовления облегченных зеркал. Зеркальный объектив среднего и дальнего ИК - диапазонов на основе углерод -карбид - кремниевых (C-Sic-Si) композиционных материалов. с углом поля зрения $6\text{-}8^0$ может иметь габаритные размеры порядка 0,3-0,4 m и вес 3 kg. На основе бериллия может быть разработан объектив со входным зрачком диаметром 100-150 мм, обеспечивающий умеренное разрешение и массу не более 0,5 кг. В этом случае все детали объектива изготавливаются из одного материала, что обеспечивает максимальную геометрическую стабильность при охлаждении.

В.Ходжаев

Satellite of a small size of remote sounding of earth (rse) in infrared range

Khodjaev V.D., Pushkin N.M.,Achokh R.K.,Kasatkin I.L. , .
(NPO Measuring engineering); Strulja I.L., Aksenov Ju.A.
(NPO Kompozit)

The problems of development are considered, of manufacturing and use of a satellite of a mesh size of RSE[1] (weight up to 20kg) with instrumentation of IK-range in a structure assumed global is informational - managing system[2].

The miniature satellite is equipped IR by instrumentation, sensing in range of lengths of waves 2-5 or 8-14mkm. The instrumentation allows to decide the following problems: operating gydro and meteorological maintenance, control of fires, monitoring of clouds, ice and snow conditions(situation), research of ocean currents; investigation of earth resources, study of volcanos, investigation of petroleum, removal of thermal cards of district; detection of launch of rockets. In general case IR the instrumentation includes three functionally completed and have independent value of a component

IR photoreceiving device (IR PRD) weight of the order 500g., where a main element is wide-form matrix IR the photoreceiver because of of thin films (5-10mkm) (PbSnGeTe:In). The instrumentation of information processing should not exceed on overall dimensions and weight 0,8-1,5 kg.

The second component are the systems of cooling executed(designed), as a rule, on the basis of gas cryogenic machines (ГКМ) For a nitrogen level of cooling (77K) the refrigerating machines of weight up to 300g are already now known. For temperatures of cooling is lower nitrogen and down to 30K the system of cooling on the basis of known ГКМ of a type МСМГ will have weight 6-8k

The third component is the optics. The production process of the facilitated mirrors is developed. Mirror objective mean (middle) and distant IR - ranges because of carbon - carbide - silicon (C-SiC-Si) of composite materials with a angle of a field of sight 6-8° can have overall dimensions of the order 0,3-0,4 m and weight 3 kg.
Because of of beryllium can be developed the objective with an entrance pupil of diameter 100-150 mm ensuring the moderate sanction and weight no more than 0,5 kgs. In this case all the detailses of the objective are produced from one material, that provides maximum geometric stability at cooling.

Концепция малого спутника для дистанционного зондирования земли на базе перспективных оптико-электронных технологий

И.Д.Родионов, И.П.Родионова
НТЦ Реагент, г. Москва
Факс: (095) 155 - 45 - 33
М.Ю.Овчинников
ИПМ им. М.В.Келдыша, г. Москва

Высокие характеристики «больших» аппаратов для ДЗЗ связаны, в основном, с механическим решением проблемы наведения, стабилизации, передачи больших объемов данных по радиоканалам, обеспечение высокой чувствительности за счет большой апертуры объектов.

Новые возможности микромеханики и нанотехнологии позволяют, в принципе решать эти проблемы аналогичным образом, но с качественным уменьшением массогабаритов и энергопотребления.

В этом подходе малый спутник является уменьшенной копией большого.

Однако, возможен и другой подход, в котором эти проблемы решаются за счет устранения требований к точности наведения и стабилизации, а высокая чувствительность достигается за счет квантовой чувствительности фотоприемных устройств. Передача данных осуществляется по экономичным лазерным каналам связи с электронным высокоточным наведением и держанием луча.

Именно этот второй подход и рассматривается в докладе.

Показано, что имеется возможность не только решить чисто математическим путем проблемы наведения и стабилизации аппарата, но и обеспечить не реализованные до настоящего времени в больших системах свойство - гиперспектральное разрешение, эквивалентное химическому зрению.

Требование к собственно спутниковым платформам в этой концепции минимальное. Это и позволяет строить малые аппараты без применения уникальных технологий микромеханики и нанотехнологии.

Основным приложением таких аппаратов является дистанционный контроль локальных промышленных зон - трассы трубопроводов, химические производства, экологически опасные объекты и др.

Основное преимущество таких аппаратов - их малая стоимость по сравнению с традиционными системами и малое время на реализацию проекта 1 - 1.5 года. Вывод аппарата может производиться малыми ракетами или в качестве попутного груза.

Имеющиеся на рынке компоненты и технологический задел по аппаратуре позволяет осуществить практическую реализацию проекта в указанные сроки при наличии скромного финансирования.

И.Родионов

Концепция и практическая реализация экологической ГИС Ногинского района Московской области

Воронова М. В., Жуков В.Т., Лазарев Г.Е.,
Ревков А.Н., Черницова О.В., Чистов С.В.
(МГУ им. М.В.Ломоносова)

Последние годы характеризуются появлением разнообразных географических информационных систем (ГИС), призванных решать в том числе и экологические проблемы территорий различного уровня. Разработчики таких ГИС чаще всего идут по двум направлениям. В первом случае экологическим вопросам отводятся специальные ресурсы в более обширной ГИС с различными тематическими направлениями. Во втором создаются специализированные ГИС, предназначенные непосредственно для решения экологических задач.

В научно-исследовательской лаборатории "Московский регион" и на кафедре картографии и геоинформатики Географического факультета МГУ им. М.В.Ломоносова начато создание экологической ГИС Ногинского района Московской области.

Основу концепции образует **принцип целенаправленности**, который предполагает несколько моментов. Во-первых, ГИС должна быть ориентирована на районный уровень, предполагающий определенный масштабный ряд цифровых карт и набор статистической, аэрокосмической, описательной и прочей информации, необходимой и достаточный для решения поставленных задач. Во-вторых, необходимо учитывать региональное своеобразие природных условий и особенностей антропогенных воздействий на природу. Именно это взаимодействие в сложных системах "природа-общество" отражается в особенностях экологического состояния различных участков исследуемой территории. При этом следует помнить, что воздействия могут иметь местный, трансграничный и глобальный характер, что обязывает использовать определенный набор параметров оценки и арсенал методов исследования.

В современных условиях в силу ряда объективных и субъективных причин нереально ставить задачу не только решения, но и отражения всего спектра экологических проблем местного значения. Авторы считают необходимым использовать **принцип приоритетности**, предполагающий постепенное наполнение ГИС от главного к частному (естественно, имеется в виду спектр экологических проблем). Это один из наиболее важных моментов, требующий совместного с администрацией обоснования на основе предварительного знакомства с материалами отчетности о состоянии природной среды и здоровья населения.

Авторы считают, что экологическая ГИС, несмотря на относительно строгую тематическую направленность, должна опираться

на **принцип многофункциональности.** Это означает реализацию в среде ГИС следующих функций:

? справочно-информационных - выполняются различные запросы потребителей относительно экологического состояния в точке, линии и на площади по системе параметров, заложенных в базу данных;

? экспертно-оценочных - определяется степень отклонения от нормы значений экологических параметров с целью определения проблемных ситуаций;

? исследовательских - выполняются различные расчетные процедуры и реализуются приемы математико-картографического моделирования с построением новых карт;

? мониторинговых - на основе полевых исследований и дешифрирования материалов дистанционного зондирования локализуются участки, где необходимо организовать сеть детальных обследований;

? прогнозирования развития территорий на ближайшую и длительную перспективы;

? административно-управленческих - вырабатывается оптимальный алгоритм работы с ГИС с целью выработки решений по системе мероприятий, направленных на снижение воздействий на природную среду и реабилитацию (рекультивацию) земель;

? нормативно-методических;

? образовательно-просветительных.

Основы экологической ГИС Ногинского района реализованы на двух уровнях. Для района в целом в среднем масштабе (главным образом 1:200000) представлена многообразная экоинформация, полученная по различным источникам, в том числе и на данных полевых комплексных эколого-геохимических обследований, проведенных авторским коллективом. Реализована оценка экологической обстановки территории района с целью выявления чрезвычайной экологической ситуации, зон экологического бедствия. Исследованы особенности экологического состояния поверхностных и подземных вод, растительного покрова, почво-грунтов. По этим данным в среде ГИС проведена комплексная оценка экологического состояния земель и выявлены проблемные ситуации. Параллельно этому в среду ГИС заносились сведения о здоровье населения по ряду параметров в особенности для участков, где отмечаются зоны повышенного экологического риска для жителей.

В результате выявлены территории, по которым предложена разработка на локальном (местном) уровне крупномасштабных исследований (основные масштабы картографирования 1:25 000 и 1:50 000). Данные исследования к настоящему моменту завершены лишь для территории г.Электроугли.

Первый опыт работ по созданию основ экологической ГИС показал реальные возможности по ее последующему накоплению

поскольку система разрабатывается на основе принципа открытости для последующего наращивания. Нам видится дальнейшее развитие по пути реализации функции интеграции имеющейся в настоящее время информации по любым направлениям НИР представителей различных заинтересованных организаций и органов управления территориями.

ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ МЕЖДУНАРОДНОЙ СИСТЕМЫ ГЛОБАЛЬНОГО МОНИТОРИНГА ОЗОНОСФЕРЫ

Уткин В.Ф., Лукьященко В.И., Райкунов Г.Г.,
Волков А.В., Торопчин В.С.
Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

Уже в течение двух десятилетий в атмосфере Земли продолжается процесс гибели озонового слоя, защищающего биосферу от губительного воздействия жесткого ультрафиолетового излучения Солнца. В последние годы ежегодная убыль озона составляет 0.7% от его полного содержания. По разным данным уже существующий дефицит озона составляет 8...10% от его полного содержания в атмосфере. В настоящее время считается, что дефицит озона в размере 30% от полного содержания приведет к гибели озоносферы. Согласно прогнозу, предполагающему, что ежегодная убыль сохранится на современном уровне, то всемирная катастрофа ждет биосферу уже в 2030 году.

В той ситуации, в какой оказалось человечество, необходимо одновременное проведение в экстренном порядке и в большем, чем это имеет место сейчас, объеме следующих исследований:

- мониторинг атмосферы, направленный на определение динамики изменения в пространстве и времени озона и малых компонент природного и антропогенного происхождения, оказывающих влияние на состояние озонового слоя;
- мониторинг ультрафиолетового излучения Солнца в атмосфере и на поверхности Земли и его связи с состоянием озонового слоя и наличием малых компонент естественного и антропогенного происхождения;
- теоретические и экспериментальные исследования динамических, фотохимических и радиационных процессов, определяющих образование и исчезновение озона в атмосфере Земли;
- теоретические и экспериментальные исследования причин естественного и антропогенного происхождения, определяющих процесс разрушения озонового слоя Земли;
- исследования климатических последствий разрушения озонового слоя Земли;
- исследования влияния изменения концентрации озона в атмосфере на биосферу Земли;
- поиск и разработка научно-технических мероприятий, направленных на сохранение и восстановление озонового слоя Земли.

В настоящей статье описывается состояние работ по организации мониторинга озоносферы. Даются предложения по организации международной системы глобального мониторинга озоносферы. Приводятся предложения по международному сотрудничеству в области создания отдельных элементов и системы глобального мониторинга озоносферы в целом.

Enhanced Cloudiness Over Crust Faults as a Precursor of Earthquake and as an Object for Monitoring with System of Small Space Satellites

Alekseev V.A.[1], Bibikova T.N.[2], Proskurjakova T.A.[2]
[1] The Institute of innovation and thermonuclear investigation
Troitsk,Moscow region,Russia,142092,fax (095) 3345776
[2] Moscow State University, Physics faculty
Vorobjevy Gory, Moscow, Russia,119899
e-mail : ann@geos34.phys.msu.su

The connection betweem the cloudiness and various tectonical structures in the Earth' crust is well-known for geologists [1]. The data aabout the cloudiness state can consist the information about the earthquakes precoursers. From the other side, it can be used for meteorological disasters predicton. [2].

It is very actual our days because of well organized meteoconditions forecast by means of great deal of space instruments which were acting yet.

The base of «tectonical clouds» creation is the injection of submicronic aerosoles during the process of degasation in tectonical active zones.[3,4]. The aerozoles are the centres of water vapours' condensation. Very often such cloudiness indicates the tectonical faults presence. The clouds have specific stretched shapes with sharp boundaries and the other features. Let us notice, that for the tectonical cloudiness creation determined thermodynamical conditions and increased dumpness are necessary. To receive statistically significant results in process of tectonical cloudiness creation investigation it needs long-term explorations. Favouriable zones for observations are Crimea and North Caucasus, where there are data of aerosoles streams.

The most seismic active region of Crimea seismic zone for which we have large meteorological and seismic data bank was choosen.

Dotted line presents fault zones, which were defined earlier on the chair of the Physics of the Earth [5], solid lines – determined by DSS method on the map of Crimea.(fig.1).

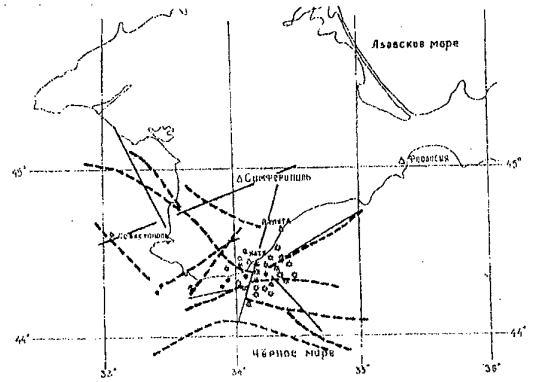


Fig. 1

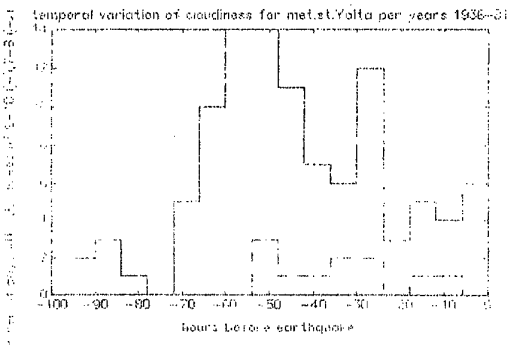


Fig. 2

These zones are potential areas of earthquakes' centers. The stars present the earthquakes' epicenters, which were happened in several years. It is evident that main number of earthquakes is concentrated in shelf zone near Yalta, and it coincides with faults' zones structures, especially in the area of their crosses.

The choosen for investigation region is limited by coordinates λ=33,5^0 –34,5^0 E, ϕ=44^0 -45^{0}N. 296 earthquakes from 1936 to 1981 were choosen from the catalogue of Crimea seismicity. [7]. Meteodata of «Yalta» and «I-Petry» stations were considered for the date of each earthquake during this period. Notice, that they were selected in limits of four days before earthquakes.

As it was mentioned above, the extra quantity of aerosoles are injected from the fault zone before the earthquake. It increases the number of condencation kernel in athmosphere. It was evidence to start from analysis of relations between earthquakes and cloudiness in troposphere.

We made efforts to find relation of earthquakes and cloudiness range. It is known, that the cloudiness is measured in units from 1 to 10, 10 – all sky in covered by clouds, 5 – half, 0 – there are no clouds in the sky. The cloudiness range temporal variations were considered, from 4 days before earthquake with 6-hour step.

At first, we defined that the cloudiness with the range from 0 to 6 presents makes up 15% of all events. So, the most attention was payed up to the analysis of cloudiness with range from 7 to 10.

The frequency of cloudiness distribution with range 9-10 and 7-8, obtained during our investigation, is shown in fig.2.

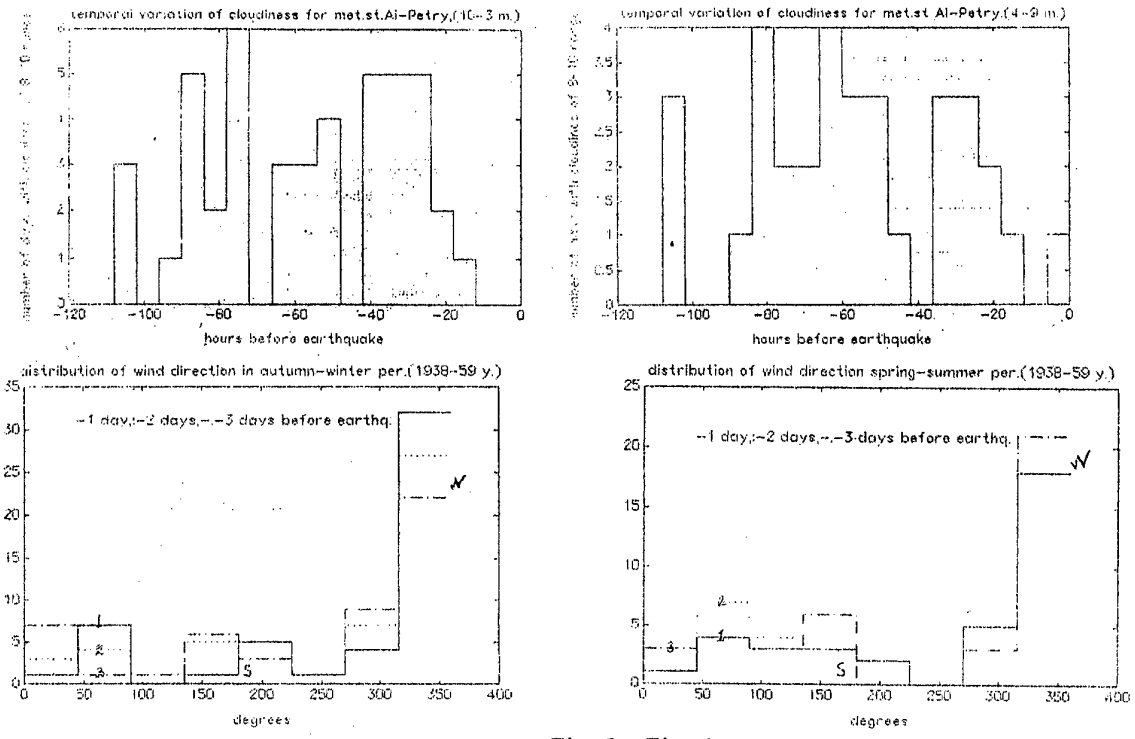


Fig. 3 - Fig. 6

Range distributions are similar, only the range 9-10 appears more often. There are 2 maxima in fig.2. The first – 24-30 hours before earthquake, and the second – 42-66, so the daily pereodicity of range increasing appears before earthquake. The cloudiness range increasing cannot be explained by global cyclonis activity because of 7 days pereoidicity of this cyclones and non-stability of southern cyclones. More over, according long-term data the mean year range is 5 in choosen region.[8]. So, the determined daily periodicity of increased range (9-10) before earthquake coincides with the processes, which increases seismoactivity.

Analogous analysis of cloudiness distribution by range was carried out by data of

meteostation «I-Petry», which is placed in Yalta mountain pasture(1180 m above sea). The temporal range distributions (range 8-10) for autumn-winter (fig.3) and spring-summer(fig. 4) are presented.

It is evident from this figures that the range distributions in cold and warm period are analogous. From the comparison of cloudiness range distribution in Yalta and I-Petry were found out some difference, which can be explained by fact, that for I-Petry was used investigation materials only for 20 years. (1938-1959).

Obviously interesting to conciderate temporal changing of air streams directions before earthquakes, because the Crimea is stretched along the coast from south-west to north-east. The wind directions for 4 days before earthquakes with 6-hour step were choosen from meteojournals of «I-Petry» station.

It is important to take into account that the dynamical action on Crimea and its' coast is greatly different for air streams which are parallel (N-E, E, S-W, W) and perpendecular (N, N-W, S, S-E) to mountain ridge. The parallel streams evenly move along the ridge from both sides, but the perpendecular ones cross the ridge. It is connected with redistribution of all meteorological parameters on lee side, windvard side of the ridge and on the level of ridge itself.

Figs. 5-6 show the frequency distributions of air stream directions for 1, 2 and 3 days before earthquake (by 1938-1959 data) in autumn-winter (fig. 5) and spring-summer (fig.6). 180^0 denotes South direction , 360^0 – North direction, 90^0 – East one and 270^0 – the West.

The maxima frequency of North and North-West streams appearing are sharply distinguished both for warm and cold seasons. So, the earthquakes are happed while North and North-West air streams in the most case. These streams are perpendecular to the main direction of ridge. They cause the appearance of orographical cloud systems which consist of the high cumulus clouds of *Ac lenticularis* type.

The frequency of these clouds appearance was analysed for 1,2 and more days before the earthquake. (fig.7).

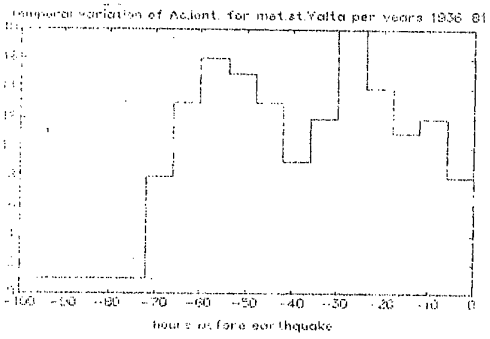


Fig. 7

This figure shows two maxima: the first – 1day, the second – 2-3 days before earthquake. Let us notice, that the behavior of *Ac lenticularis* type clouds looks like quasi-stable systems, their life time is 1 – 7-10 hours. Besides, they are not leave with the stream, but they are fixedto the certain orography places.

Fig.2 shows the fault zones in Crimea region. Some fault zones are parallel to the mountain ridge. For example,the fig. 8 illustrates plane location of orography cloudiness for 13 and 16 July and 10 August 1976. The plane cloudiness location was obtained by stereophotogrammetrical shooting (with 2% precision) during field works (Bibikova T.N., Zhyrba E.V., the chair of physics of athmosphere, MSU).

It is evident, that cloud lines situate along the fault lines. We denote that the effect of the number of condensation kernels increasing caused by radiation from fault zones adds to orographical nature of wave-clouds. Thus the orographical effect is increasing and wave-clouds system is increasing too.

So, we denote, that the cloudiness and wind direction should be included in data base for earthquakes prognoses with the other known data.

The specifical orography cloudiness Ac *Lenticularis* type appears under definite meteorological conditions in all mountain regions of the world. A great deal of theoretical and experimental works have found out that if air stream flows to mountain ridge with angle close to 90° it ought to cross the mountains. The quasi-stationary wave system with wave length

$$\lambda = \frac{2\pi}{k}$$

appears at windy side. feis wave parameter, defined by real meteorological parameters

$$k = \frac{1}{u}\sqrt{\frac{g(\gamma_a - \gamma)}{T}}$$

where u - is the average stream's velocity, g -acceleration of gravity force, T - average stream's temperature, γ_a and γ -dry-adiabatic and real gradients of temperature in the crest of wave. The wave clouds appear under corresponding humidity.

The additional centers of condensation appear because of a great deal of earth cryst's faults in mountain regions, connected with degasation and injection of aerozoles in atmosphere. This leads to the appearance of additional ascending streams in atmosphere above fault. These streams begin to interact with appeared wave system. Such way it forms the difficult specific orography cloudiness, which can considerably differs from the classical one.

For example we consider the earthquakes in Crimea, which appears under perpendicular to the ridge North and North-West streams. The fault zones in Crimea coincide with the orientation of cloud orography strapes. Fig. 8 shows such correspondense for definite dates 13th and 16th July and 10th August, 1976.



Fig. 8. *AcLenticularis* cloudiness in Yalta region, (Crimea). The cloudes arrage in stripes, which are parallel to mountain ridge along the fault's line. The distance between the stripes of clouds is 6 — *8km.*

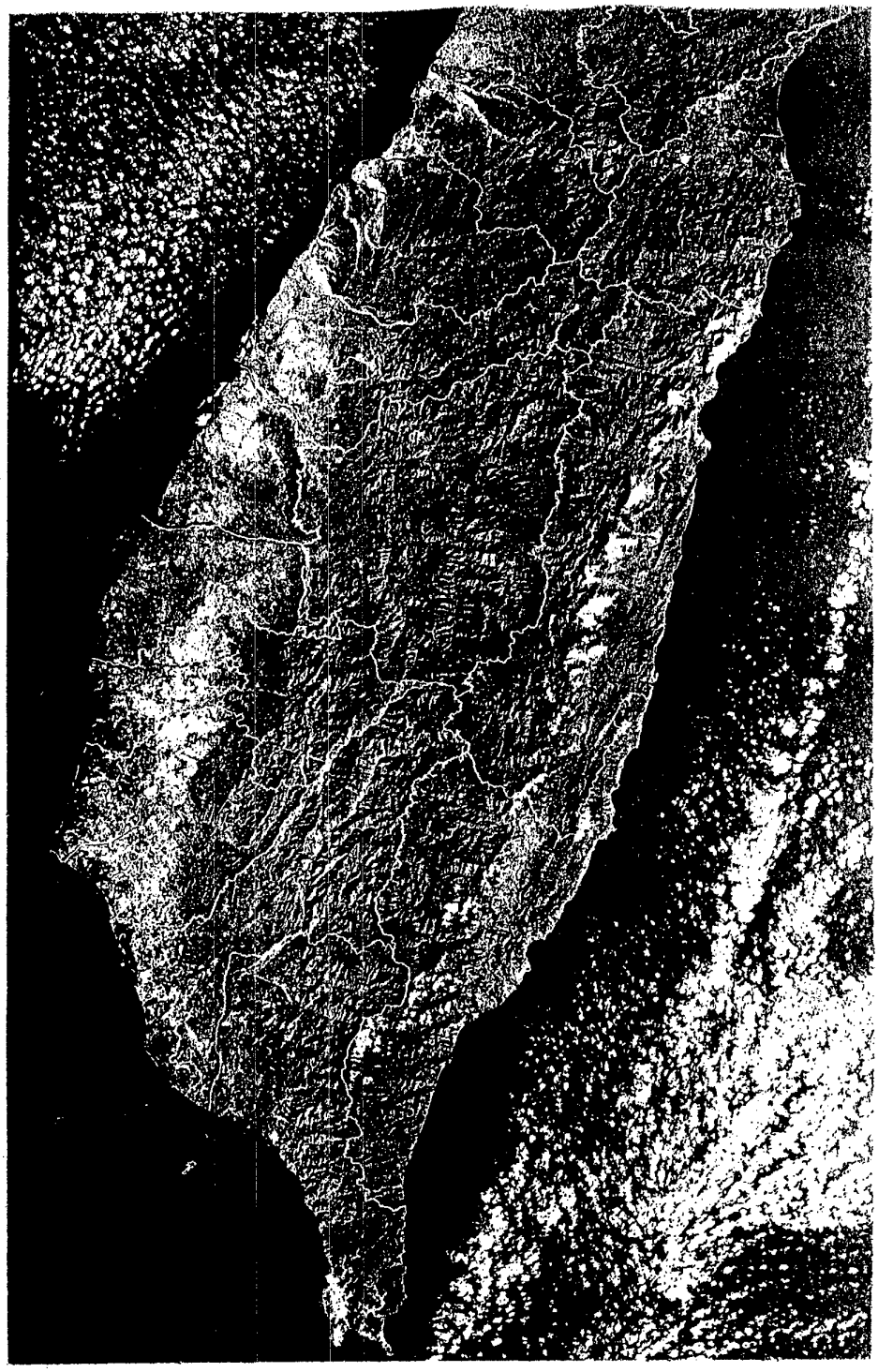


Fig.9. The film, made from satellite, is presented. In the left corner of the film the group of cell convection cloudiness of closed type which consists of large cumulus clouds (Cucong) is observed above Tiwan stream between the coasts of China (in Fuchzhou district) and TiwaJi.

The convective cloudiness appears in ascending streams in the center of the cell. Its size about 3 — *6km.* There are descending streams out of the cell. They stipulate the intervals (1.5- *3km* sized) of the cloudes absence. The chain of arch type (30 - *35km* length) can be noticed in the area of cell cloudiness (marked by a square). Two arches more (the smaller radius and about *10 km* length) present at distance of 6 — *8km* from. the main arch. Probably, these arches are oriented along of curcular fault structures.

There is a mountine range (about *3km* high) at the Eastern coast of Ti-wan Island. There are Cumulus-pluvial clouds (Cb) along the whole mountine range at Earsten slope. The gorizontal size of some clouds is from 5 to *10 km.* The largest Cumulus clouds are above the highest peak.

There is non-organised Stratus -Cumulus cloudiness at the West part of the Island (it is more low-lying). To the right from the island, parallel to it, above the Pacific Ocean we can observe the group of cell cloudiness, which overflow to solid chain of large cumulus clouds at *4.Qkm* distance from the coast.

At low right corner of the film we can see 4 chains of arch type, which consist of cumulus clouds 20 — *3Qkm* length. The distance between the arches is about 10 km. Probably, these organized structures of cloudiness are related to deep faults or oceanic troughs.

Literature

1. Mushketov D.I., Mushketov I.V., Physical geology, ONTI, L, 1935.
2. Guo Zengilan, Qin Bayan, Earthquake, ground cracks and meteorological dissasters. Northwest Seismic J., 1989, 11, N 3, p. 99-101.
3. Alekseev V.A., Alekseeva N.G. To the question of hard metalls while the Earth degazation. In book: Nuclear-physical methods of analysis for enviromental control. Procceding of the second all Russian congress, Riga, 1982, L., Hydrometeoizdat, 1985, p. 243-250.
4. Alekseev V.A., Alekseeva N.G. Investigation of metal transfer in the biosphere during gasous emission in zones of tectonic activity using methods of nuclear-physics. // Nucl. Geophys. Vol.6, No.1, pp.99-110, 1992.
5. Proskurjakova T.A., Dmitrieva E.V., Gritzun A.S. The determination of Earth crust inhomogeneities crust type by surface waves in Crimea., «Naukova Dumka», in press, 1996
6. Sologub V.B. Deep seismological investigations in Ukraine. Geophys. Sbornic., Kiev, «Naukova Dumka», 1972, N 77, p.55-62.
7. Pustovitenko B.G., Kultchitsky V.E., Gorjuchun A.V. The earthquakes of Crimea-Black Sea region. Kiev, «Naukova Dumka», 1989, p.187
8. Zats V.I., Luk'janenko O.Ja., Jatsevich V.G. Hydrometeorological regime of South coast of Crimea. Leningrad, Hydrometeorological editor, 1966, p.120.

НОВАЯ МЕТОДИКА СИСТЕМНОГО АНАЛИЗА АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ИЗОБРАЖЕНИЙ В ЦЕЛЯХ ЭКОЛОГИЧЕСКИХ ОЦЕНОК И ПРОГНОЗА ПОЛЕЗНЫХ ИСКОПАЕМЫХ

Уткин В., Лукьященко В., Райкунов Г., Волков А.

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

Садовничий В., Александров В., Жуков В., Лазарев Г., Максимов В., Фивенский Ю.

Московский государственный университет им. М.В.Ломоносова

На Географическом факультете МГУ разработана оригинальная методика автоматизированного дешифрирования аэрокосмических снимков, основанная на принципиально новом механизме выявления совокупности различных территориально распределенных (структурированных) характеристик объектов географической оболочки Земли при ограниченном объеме или полном отсутствии данных разведочного бурения и других полевых поисковых работ.

Рассматриваемая методика использует различные принципы считывания информации, содержащейся на аэрокосмических изображениях в скрытом виде, с различных (по способам получения, диапазонам излучения и пространственному разрешению) материалов дистанционного зондирования.

В данном синергетическом подходе, в качестве одной из существенных составляющих выступает структурометрический системный анализ кольцевых природных образований малого размера (на 1-3 порядка меньше известных из геологических классификаций). Использование этой информации, в частности, позволяет с высокой, по современным меркам, точностью определять глубину залегания коренных пород. При использовании разреженной сети геологических скважин в качестве опоры с помощью этого же метода можно определять доюрский рельеф (200-300 млн.лет) практически с детальностью современной топографической карты, достигая точности 3-5% от мощности рыхлых отложений.

Наряду со структурометрическим подходом в методике компьютерного дешифрирования используется прием выявления резонансных частот электромагнитного излучения географических объектов, фиксируемого аэрокосмическими снимками.

Оба подхода позволяют по-новому объяснить значительную дифференциацию инженерно-геологических и иных свойств строения земной коры: положение зон уплотнения и разуплотнения осадочных геологических пород, залежей нефти, газа и других полезных ископаемых, проявления таких опасных явлений как карст и др. Это позволяет уже на этапе проектных работ обоснованно выбирать места заложения контрольно-разведочных и промышленных буровых скважин на условиях причинения минимального ущерба природной среде. Существенно важно, что применение предлагаемой методики предопределяет сокращение сроков и стоимости добычи полезных ископаемых и экологических оценок за счет не используемой до сих пор информации, заключенной в материалах съемок Земли прошлых лет.

Эффективность предлагаемой методики иллюстрируется многочисленными примерами ее применения: базовые исследования на территории Сатинского полигона Географического факультета МГУ (Калужская обл.), экологические исследования Московского региона, составление прогноза залежей углеводородного сырья в восточном Казахстане и Калининградской обл. По просьбе компании "Лукойл" для одного из разведанных месторождений по материалам аэросъемки было выполнено детальное картографирование, не только подтвердившее уже обнаруженные залежи нефти, но и позволившее выявить новые участки и горизонты ее залегания.

Таким образом, в частности, для нефтегазоносных территорий можно прогнозировать мощность, процентное содержание в них нефти и газа, качественные и количественные параметры углеводородного сырья.

Результаты такого анализа становятся не только прогнозными данными, но и юридическим обоснованием авторского права на открытие месторождений.

Разработанная методика позволяет проводить научные анализ и прогноз свойств географической оболочки, в том числе: залежей полезных ископаемых и других объектов геологической среды; определять величину и состав геохимического загрязнения компонентов ландшафта; комплексно оценивать напряженность экологической обстановки и др.

NEW TECHNIQUE FOR SYSTEMS ANALYSIS OF THE SPACE IMAGES FOR ECOLOGICAL ASSESSMENTS AND COMPLEX ANALYSIS OF NATURAL DEPOSITS AND FORECAST OF NATURAL RESOURCE SIZES

V.Utkin, V. Loukjaschenko, G. Raikunov, A. Volkov
Central Scientific-Resarch Institute for Mashine Building
141070, Pionerskaya 4, Korolev, Moscow Region, Russian Federation

V.Sadovnichiy, V.Alexandrov, V.Zhukov, G.Lazarev, V.Maximov, Yu.Fivenskiy
Lomonosov Moscow State University, 119899, Moscow, Vorobyevy Gory, Russian Federation

1. Abstract

The paper is devoted to a complex methodology for natural deposits detection and estimations of natural resources on the basis of space data, received from the earth remote sensing satellites. A technique of structural analysis is the principle tool of the submitted methodology. The steps, providing detection and estimation of sizes of an oil-and-gas field or some other deposit have been described. Examples and results of tests of the methodology are also represented.

2. Introduction

Proper algorithms and programs for satellite data thematic processing is essential for a correct solution of the earth remote sensing tasks. The processing algorithm, submitted in the paper, is an algorithm of structural analysis of multispectral satellite data of high spatial and spectral resolution. The approach has been designed to use in the exploration of oil and gas fields or deposites of various metal ores, etc.

3. Method of Structural Analysis

In essence, the technique consists of a specialized processing of the data, hidden in satellite imagery. The method is based on the extraction of annular structures in a satellite image and a subsequent analysis of the density function and sizes of those structures [1-2]. Then, the technique associates each annular structure with the depth of a point of a parent rock bed or field of oil, gas, etc.

The synergetic approach is based on a structural analysis of small-sized annular formations (in some 1-3 orders of magnitude less than conventional ones, used in the geology classification). The accuracy of a deposition detection and estimation of the depth profile of minerals is

under a strong effect of the quality and number of the extracted annular structures. On the basis of the network of wide-spaced bores and wells, the method provides determination of the relief of Jurassic period (200-300 mill. years) in detail practically of a modern topographical map scale, achieving the percentage error of 3-5 % of the thicknesss of loose deposits.

Along with a structural analysis, the technique of a computerised decoding uses a method of detection of resonant frequencies of a geographical object electromagnetic radiation, registered in a space image. Both of the methods open a new way to explain a significant differentiation of geological and other properties of the Earth crust structure, namely: location of condensation and decondensation zones of geological rocks; fields of oil, gas and deposits of other minerals; show of such dangerous appearances as karst phenomenon, etc. Just at the design stage activities, the fechnique provides selection of the sites for exploratory and industrial wells and bores under condition of minimum damage to the natural environment.

Preliminary approbations of the method have shown that the quality and number of annular structures depend essentially on both the spatial resolution and number of spectral channels and bands, used for the satellite data analysis. The higher spatial and spectral resolution provides detection of thinner structures, and consequently, increases both the quality and reliability of a forecast.

The technique is a unique one since, on the one hand, there is no any world analogue, and on the other hand, its cost efficiency is higher in some orders than that of the current methods, using gravitational, seismic and magnetic exploration, and also exploration drilling. Thus, just a special proccessing of satellite images of potential oil-and-gas field areas (with no in-the-field prospecting and related expenses !) provides a customer with the data on sizes and depth of a deposition, and even forecast estimations of sites of industrial bore-wells. The submitted method of detection of oil-and-gas fields and beddings of other minerals is a good cost-efficient alternative to the ground methods, based on geological survey. E.g., a conventional exploration of the area of 25 sq. km requires up to 30 exploration drills of a total cost from US$ 50.0 mill. to US$ 60.0 mill. while the cost of exploration of the same area with the submitted method is lower in one - two orders of magnitude.

V.Utkin, V. Loukjaschenko, G. Raikunov, A. Volkov
V.Sadovnichiy, V.Alexandrov, V.Zhukov, G.Lazarev, V.Maximov, Yu.Fivenskiy

Along with the revealing of natural deposits, the technique of satellite data processing provides: determination of such important parameters as sizes of natural reserves; the depth of an oil-and-gas bedding for pays and lean stratums, and also for layers with oil-and-gas show. For oil-and-gas-bearing strata, estimations of the stratum thickness (depth of stratum), concentrations of oil and gas, some other qualitative and quantative parameters of a hydrocarbon raw are also available.

As an end result of the technique application, a customer gets recommendations on the sites of laying the oil and gas wells, information on the drilling conditions along the vertical profile, depth of oil-and-gas bearing beds, mining and geological conditions.

4. Estimations of Undiscovered Resources of Hydrocarbon Raw

An estimation of undiscovered resources of hydrocarbon raw is realized in three steps. Each of the step differs from others, having a different level of both detailedness of the initial space information, and, hence, detailedness of the resulting estimations.

On the preliminary stage of research, the reference space data of 1: 200000 - 1: 1000000 scale (MSU-SK instrument, "RESURS-O" satellite [3-5]) is used. The data prosessing results in:

- estimation total productivity of oil resources for a specified territory with a preliminary estimation of oil reserves (mill. ton), gas (bill.cu.m.), gas condensate (mill. ton);
- pre-forecast (first-step iteration) of the potential area of fields, containing hydrocarbon raw, with estimations of:

- sizes of oil, gas and condensed gas deposits (mill. ton; bill.cu.m.);
- depths (relative and absolute values) of productive strata (m);
- thickness of strata(m);
- concentration of hydrocarbons per stratum (%).

At licencing activity of plots, the reference space data of 1:50000 - 1: 1000000 scale (MSU-E instrument, "RESURS-O" [3-5]) is processed. As a result, the following information is available:

- forecast (second iteration) of potential structures, containing hydrocarbon raws, with estimated:

- boundaries of potential pays (commercial deposits);
- volumes of oil, gas and condensed gas deposits (mill. ton; bill.cu.m.);

- depths (relative and absolute values) of productive stratum roofs (m);
- thickness of strata(m);
- concentration of hydrocarbons per stratum (%);
- quality properties of hydrocarbon raws (density, content of sulfur, paraffins, etc.).

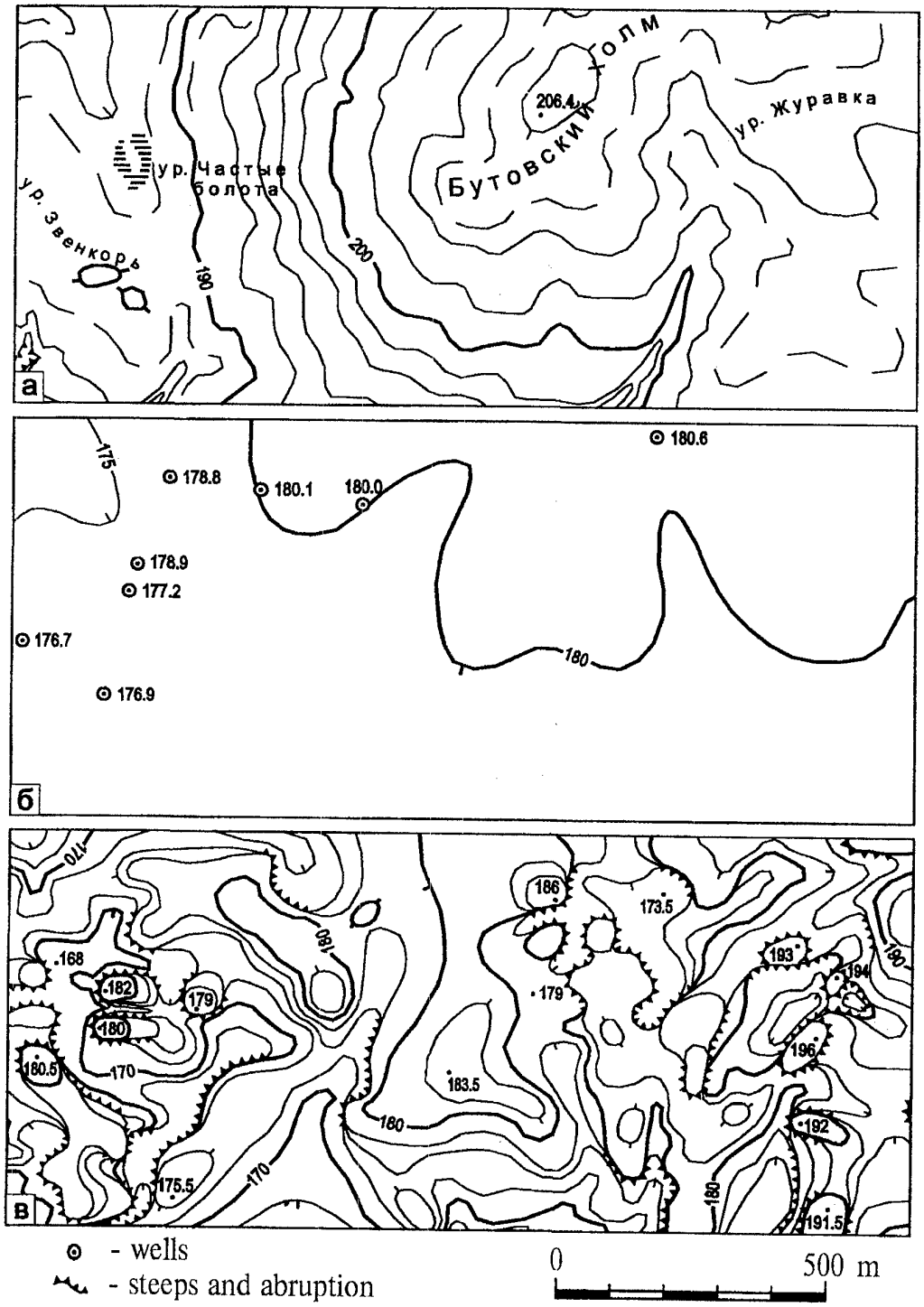
To ensure drilling operations, at the preparation activity phase the reference data of 1: 5000 - 1: 10000 scale (MK-4, KFA-1000 instruments, "RESURS-F" [6, 7]) must be processed. The activities will result in:

• forecast (third iteration) of potential structures, containing hydrocarbon raws, with estimated:
- precise boundaries of potential pays (for each productive stratum);
- volumes of oil, gas and condensed gas deposits (mill. ton; bill.cu.m.) - total and for each productive stratum;
- depths (relative and absolute values) of productive stratum roofs (m);
- thickness of each stratum (m);
- the concentration of hydrocarbon for each stratum (%);
- quality properties of hydrocarbon raws (density, content of sulfur, paraffins, etc.) for each stratum and a specified unit of explored structures;

• recommendations on the arrangement of drill holes with taking into account the above estimations and a forecast on environment and on-site geophysical conditions (including effect of fractures and geo-nosogenic structures, occurence of local seismicity regions, geochemical anomalies etc.)

5. Validation of the Technique for Oil, Gas and Minerals Exploration

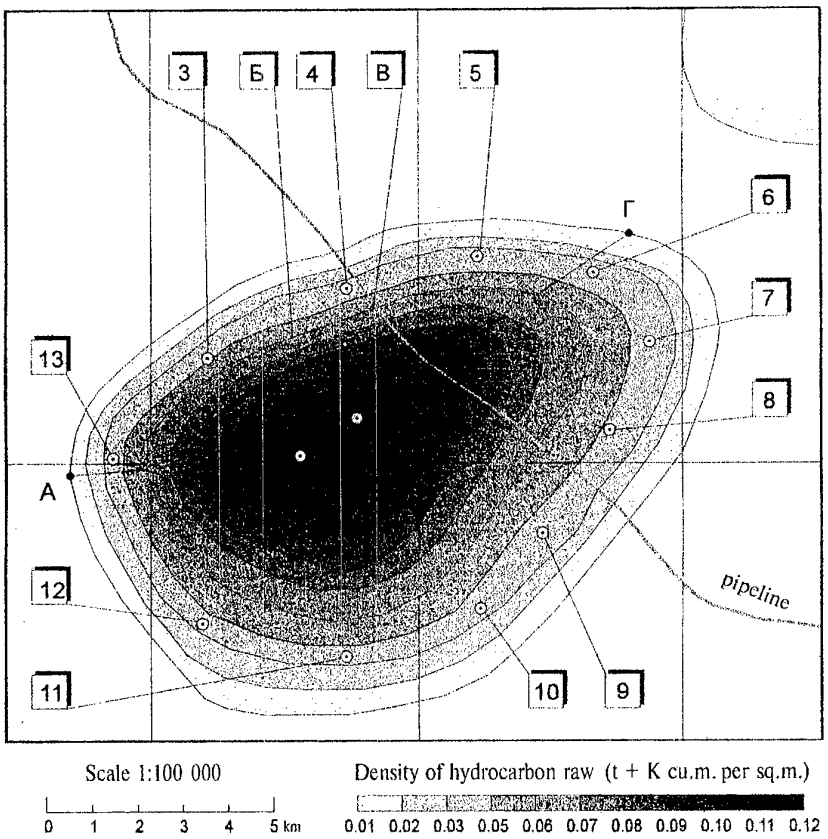
The efficiency of the proposed technique was validated with the results of a pilot ground survey of a territory within the Satinsk range (Kaluga oblast, Russia) of Geographical faculty of Lomonosov MGU Kaluga oblast, Russia) (fig. 1). At present, -it should be emphasized as an advantage of the technique- it is already essentially developed and has passed a serious tests during the imagery analysis executed for a number of regions in Russia (Kaliningrad Oblast, fig. 2-3, table 1-2), east Kazakhstan and Canada. Such a domestic oil giant as *LookOil* company has shown her interest to the technique. By order of that company a detail mapping was carried out for the company's territories that confirmed the deposits, found out early, and revealed new beddings and flat-lying stratums of oil.



Results of the relief mapping of parent materials, a territory within the Satinsk range (Kaluga oblast, Russia) of Geographical faculty of Lomonosov MGU on the basis of a picture of annular structures:
а - current relief in the topographic map of 1:10 000 scale;
б - parrent relief in the topographic map of 1:25 000 scale, resulted from drilling data;
в - parrent relief, designed by Yu.I. Fivenskiy under the annular structures.

Fig. 1

V.Utkin, V. Loukjaschenko, G. Raikunov, A. Volkov
V.Sadovnichiy, V.Alexandrov, V.Zhukov, G.Lazarev, V.Maximov, Yu.Fivenskiy



⊙ 3-13 sites, recommended for wells (if 13 wells - 53.7% recovery of deposits). Б and В are the top-priority sites, recommended for wells

Fig. 2

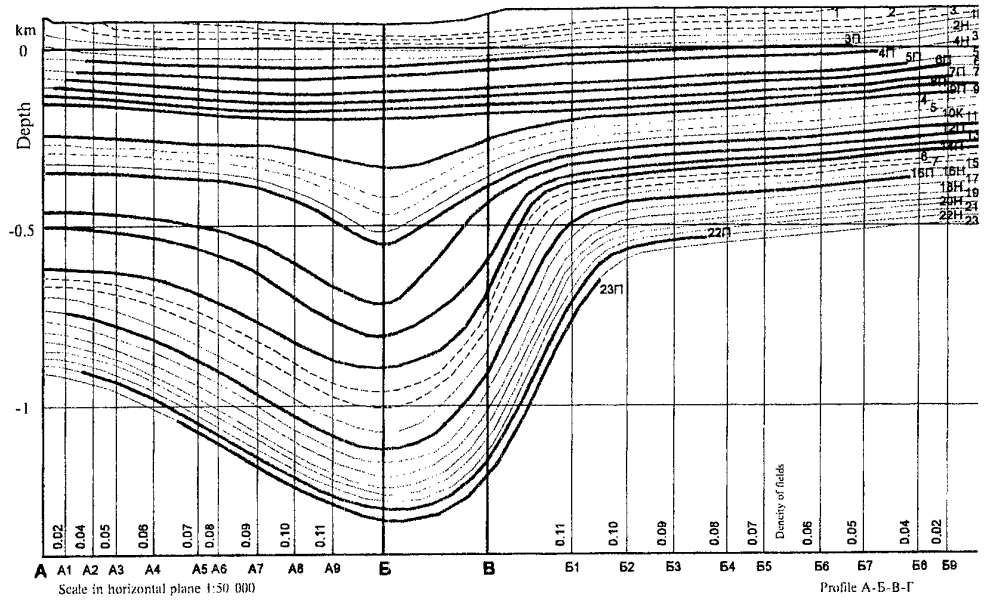


Fig. 3

V.Utkin, V. Loukjaschenko, G. Raikunov, A. Volkov
V.Sadovnichiy, V.Alexandrov, V.Zhukov, G.Lazarev, V.Maximov, Yu.Fivenskiy

Table 1. Complexity Level of Drilling (%, site Б)

92	1 - gas sheet (3 cm)
91	2 - gas sheet (5 cm)
90	3 - gas sheet (5 cm)
89	1Н - non-commercial oil(10-12 cm)
91	2Н - non-commercial oil (10-11 cm)
90	3Н - non-commercial oil (10-23 cm) 3П - commercial oil (25-45 cm)
89	4Н - non-commercial oil (4-23 cm) 4П - commercial oil (25-71 cm)
93	5Н - non-commercial oil (5-23 cm) 5П - commercial oil (25-61 cm)
90	6Н - non-commercial oil (20-23 cm) 6П - commercial oil (25-63 cm)
91	7Н - non-commercial oil (23 cm) 7П - commercial oil (25-51 cm)
90	8Н - non-commercial oil (24 cm) 8П - commercial oil (25-55 cm)
93	9Н - non-commercial oil (23 cm) 9П - commercial oil (25-44 cm)
95	4 - oil sheet (5 cm)
96	5 - oil sheet (4 cm)
99	10К - non-commercial gas condensate (9 cm)
100	11П- commercial oil (24-55 cm)
102	12П- commercial oil (26-60 cm)
105	13П- commercial oil (27-49 cm)
109	14П - commercial oil (26-50 cm)
110	6 - gas sheet (3 cm)
112	7 - gas sheet (4 cm)
114	15Н- non-commercial oil (11 cm)
115	16Н - non-commercial oil (10-22cm) 16П - commercial oil (25-42cm)
117	17Н - non-commercial oil (12 cm)
119	18Н- non-commercial oil (13 cm)
120	19Н - non-commercial oil (12 cm)
118	20Н - non-commercial oil (11 cm)
120	21Н- non-commercial oil (19-20 cm)
121	22Н - non-commercial oil (20-22cm) 22П - commercial oil (25-49 cm)
119	23Н- non-commercial oil (20-23 cm) 23П - commercial oil (25- cm)

100 % loam coating

Total deposit - ***714 Kton***

V.Utkin, V. Loukjaschenko, G. Raikunov, A. Volkov
V.Sadovnichiy, V.Alexandrov, V.Zhukov, G.Lazarev, V.Maximov, Yu.Fivenskiy

Table 2.

Sheet #	Abs. mark of roof (estim.)	Thickness of sheet, cm	Oil, % (per sheet)	Dens. of oil	Sulfur, %	Oil viscsity, MPa	Initial reservour pressure, Mpa
Point Б							
3	-48	45	17	0,69	0,009	1.3	1,1
4	-81	68	30	0,51	0,06	1,3	1,1
5	-125	51	29	0,61	0,02	1,4	1,3
6	-50	51	21	0,62	0,006	1,3	1,5
7	-173	48	27	0,60	0,03	1,1	1,2
8	-199	51	31	0,59	0,03	1,1	1,3
9	-338	42	33	0,59	0,01	1,1	1,4
11	-555	48	29	0,54	0,03	1,1	1,7
12	-715	56	30	0,57	0,04	1,1	1.8
13	-807	47	25	0,58	0,05	1,1	1,9
14	-896	44	29	0,58	0,02	1,1	2,0
16	-1117	40	27	0,54	0,02	1,0	2,2
22	-1287	47	27	0,57	0,01	1,1	2,3
23	-1313	33	24	0,60	0,01	1,1	2,4
Point B							
3	-37	45	18	0,68	0,007	1,3	1,1
4	-66	71	32	0,57	0,05	1,3	1,1
5	-117	54	30	0,63	0,01	1,4	1.3
6	-136	55	22	0,67	0,004	1,3	1,5
7	-160	50	28	0,63	0,02	1,1	1,2
8	-185	53	31	0,57	0,02	1,1	1,3
9	-258	43	37	0,61	0,009	1,1	1,4
11	-388	50	30	0,61	0,02	1,1	1,7
12	-438	58	33	0,58	0,03	1,1	1,8
13	-600	48	25	0,55	0,04	1,1	1,9
14	-698	46	30	0,55	0,02	1,1	2,0
16	-909	42	28	0,55	0,01	1,0	2,2
22	-1154	48	29	0,55	0,01	1,1	2,3

So, there are potential customers for space prospecting information, acquired by specialized facilities and properly processed. The submitted technique for structural analysis is a validated tool that is available to meet the market requirements.

6. Onboard Spectrometric System for Prospecting

So far, the said technique was tested mainly on the aero-survey data. However, the technique will provide higher cost efficiency if it uses space information of earth remote sensing systems. The higher spatial and spectral resolution of satellite imagery is, the more sophisticated structure analysis of beddings and, hence, the more accurate forecast and estimations of natural resources will be available under the technique. Being based on the space survey data only, the approach will give an opportunity to solve the economic problems mentioned above (in particular, exploration and estimation of the sizes of oil-and-gas fields and other mineral deposits), with no expensive and inefficient gound-based prospecting operations.

Since 1998, within the framework of the Russia Rederal Space Program, activities on development of an onboard spectrometric system for prospecting have being carried out.

Currently, preliminary requirements of the processing algorithm to an onboard facility, designed to use for testing of methods of the structural analysis, have been specified:

spectral range, μm.....	0,2-12,0
spectral resolution, in the range:	
0,2...0,9 μm, nm	1-5
0,9... 2,5 μm , nm	6
2,5... 5,5 μm, nm	40
5,5...12,0 μm, nm	60
- angular resolution:	
multispectral survey, range 0,2-12,0μm	≤ 20"
panchromatic survey	≤ 5"
- field of view width:	
multispectral survey	3°

V.Utkin, V. Loukjaschenko, G. Raikunov, A. Volkov
V.Sadovnichiy, V.Alexandrov, V.Zhukov, G.Lazarev, V.Maximov, Yu.Fivenskiy

panchromatic survey.....	1°
range of observation angles (optical axis from nadir)	
along spacecraft trajectory.....	±30°
across spacecraft trajectory	±30°

Development tests of the onboard spectrometric system for prospecting is planned to execute on board the international space station (ISS).

7. Conclusion

The submitted method of a structural analysis for prosessing satellite data provides the detection of natural deposits, and also estimations of sizes of natural resources, depth of oil-and-gas bedding for both pays and thin seams, quality properties, etc.

The end result of the technique application is a series of recommendations with respect to the sites of laying the oil and gas wells, information on the drilling conditions along the vertical profile, depth of oil-and-gas bearing beds, mining and geological conditions. The efficiency of the technique is validated with the results of a pilot ground survey of a territory within the Satinsk range. The technique has been already essentially developed and has passed a serious tests during the imagery analysis executed for regions in Russia, east Kazakhstan and Canada.

Being based on the space survey data only, the approach gives an opportunity to solve the economic problems (namely, exploration and estimation of oil-and-gas fields and other mineral deposits), with no expensive and inefficient gound-based prospecting operations.

Since 1998, within the framework of the Russia Rederal Space Program, activities on development of an onboard spectrometric system for prospecting have being carried out. Currently, preliminary requirements of the processing algorithm to an onboard facility, designed to use for testing of methods of the structural analysis, have been specified.

References

1.Фивенский Ю.И., Ведешин Л.А. Проблемы структурометрических определений по материалам аэрокосмических съемок Земли.// В сб.

Структурный анализ снимков в аэрокосмических исследованиях Земли., стр. 38-50, М., АН СССР, 1985.
2.Фивенский Ю.И., Антонов С.И. Крупномасштабное картирование погребенной поверхности коренных пород по данным аэрофотоснимков.// В сб. Проблемы специализированного геоморфологического картографирования. Стр.46-48, Волгоград, Перемена, 1996.
3. Гарбук С.И., Гершензон В.Е. Космические системы дистанционного зондирования Земли.- М., АиБ, 1997, 396, илл.
4. Итоги науки и техники. Исследования Земли из космоса. Том 1. Физические основы, методы и средства исследования Земли из космоса.// под ред. Я.Л.Зимана, 1987, 195.
5.Эскизный проект. Комплекс информационной аппаратуры подсистем "Ресурс-О" и "Океан-О"
6.Кравцов В.И. Космические методы картографирования.// под ред. Ю.Ф.Книжникова.-М., МГУ, 1995, 240, илл.
7. Киенко Ю.П. Введение в космическое природоведение и картографирование: Учебник для ВУЗов. М., Картгеоцентр-Геодезиздат, 1994, 212, илл.
8. Государственный контракт от 13.06.96г. №851-4776.96.

V.Utkin, V. Loukjaschenko, G. Raikunov, A. Volkov
V.Sadovnichiy, V.Alexandrov, V.Zhukov, G.Lazarev, V.Maximov, Yu.Fivenskiy

Концепция метеорологической системы на базе малых космических аппаратов

А.Селиванов, В. Рогальский
РНИИ КП
111250, Москва, Авиамоторная ул., 53
Факс: (095) 273 5943
А.Волков
НИЦ ИПР
141700, г. Долгопрудный, Московская область, ул. Первомайская, 7
Факс: (095) 483 3374

Большая протяженность Российской Федерации с востока на запад и наличие приполярных территорий делают низкоорбитальные космические системы наиболее эффективными источниками метеорологической информации.

В докладе обсуждается возможность создания на базе малых космических аппаратов (МКА) отечественной метеорологической системы, обеспечивающей поступление достаточного объема информации при использовании минимально необходимого набора датчиков: сканирующего радиометра видимого и ИК-диапазонов, СВЧ-радиометра и ИК-зондировщика. Ограничение зоны наблюдения территорией России и прилегающих государств также позволяет упростить требования к бортовой аппаратуре, уменьшить ее массу и средневитковое потребление.

Показана возможность создания при использовании современных технических решений, минимизирующих массогабаритные характеристики, бортового информационного комплекса метеорологической системы (БИК-МС), включающего датчиковую аппаратуру и систему сбора и передачи данных, который может быть установлен на космических аппаратах малого класса.

По своим информационным характеристикам БИК-МС совместим с имеющимися в настоящее время наземными инфраструктурами метеорологических служб, а наземный комплекс управления космической группировкой, выполненный по однопунктовой схеме, может быть размещен на одном из приемных пунктов, что существенно уменьшит затраты на его эксплуатацию.

Одним из путей обеспечения существования российской национальной космической системы в условиях ограниченного финансирования может являться переход к предлагаемой концепции использования малых космических аппаратов.



1-я МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ-ВЫСТАВКА

МАЛЫЕ СПУТНИКИ
НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, ДОСТИЖЕНИЯ. ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ
МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В НОВОМ ТЫСЯЧЕЛЕТИИ

I-st ANNUAL INTERNATIONAL CONFERENCE & EXHIBITION

S M A L L S A T E L L I T E S
NEW TECHNOLOGIES, ACHIEVEMENTS, PROBLEMS AND PROSPECTS
FOR INTERNATIONAL CO-OPERATION IN THE NEW MILLENNIUM

СЕКЦИЯ IV:
МКА ПРИКЛАДНОГО НАЗНАЧЕНИЯ И КОСМИЧЕСКИЕ ПЛАТФОРМЫ

SESSION IV:
DEDICATED SMALL SPACE VEHICLES AND SPACE BUSES

Руководители:

К.В. Черевков, РНИИ КП, Россия
Ю.В. Трифонов, НПП ВНИИ ЭМ, Россия

Chairpersons:

Konstantin V. Cherevkov, RNII KP, Russia
Yuri V. Trifonov, NPP VNII EM, Russia

IV.1 **Концепция метеорологической системы на базе малых космических аппаратов**
А. Селиванов, В. Рогальский, РНИИ КП, Россия
А. Волков, НИЦ ИПР, Россия

IV.2 **Перспективы развития космической системы КОСПАС при использовании малых космических аппаратов**
А. Селиванов, В. Рогальский, РНИИ КП,
Ю. Трифонов, Л. Карандеев, НПП ВНИИ ЭМ, Россия

IV.3 **Малый спутник для мониторинга атмосферы и ионосферы радиозатменным методом**
С. Авдюшин, А. Волков, Н. Иванов, Г. Максимов,
С. Матюгов, А. Павельев, В. Рогальский, В. Салищев,
А. Селиванпов, Ю. Трифонов, О. Яковлев, ИРЭ РАН, Россия

IV.4 **Развитие радиоголографичееких исследований земной поверхности на трассе спутник - спутник**
А. Волков, А. Захаров, А. Кучерявенков, С. Крутых,
А. Павельев, О. Яковлев, ИРЭ РАН, Россия

IV.5 **Малогабаритная спускаемая капсула-радиозонд для оперативного зондирования природных и техногенных катастроф в любом районе земного шара**
В. Лукьященко, Г. Райкунов, Г. Цыбульский, ЦНИИМАШ,
Г. Сытый, ГРЦ "КБ им. Макеева", Россия

IV.6 **Пожароподавляющий комплекс для локализации и тушения лесных пожаров**
А. Гуров, В. Захаров, М. Либерзон, Б. Митин, А. Сысцов,
Л. Одновол, А. Сытников, Международный Фонд попечителей МГТУ им. Циолковского, Россия

IV.7 **Оценка возможности использования малых транспортных КА для увода с геостационарной орбиты космических объектов, в том числе крупногабаритных элементов "космического мусора"**
В. Кузьминов, А. Рембеза, В. Хегай, ЦНИИМАШ,
Россия

IV.8 **Исследование вопросов возможности создания глобальной космической системы инспекции на базе малогабаритных КА**
Г. Райкунов, А. Рембеза, Л. Романовский, А. Кубанов,
ЦНИИМАШ, Россия

IV.9 **Использование орбитальных тросовых систем при выведении малых КА (МКА) на рабочие орбиты и в ходе операций по возвращению МКА с целью их последующего повторного использования**
В. Лукьященко, В. Борисов, Г. Успенский,
В. Семенченко, И Комиссаров, С. Федоров,
В. Прудкогляд, А. Даниленко, С. Лягушина,
А. Цыбулин, К. Елкин, ЦНИИМАШ, Россия

IV.10 **Основные направления развития системы дистанционного космического образования (ДКО) в России**
В. Сенкевич, В. Богомолов, Э. Янулевич, ЦНИИМАШ
К. Победоносцев, ОКБ МЭИ, Россия
Ф. Манфред, Германия

IV.11 **Малые космические аппараты для краткосрочного прогноза землетрясений**
В. Уткин, В. Лукьященко, Г. Успенский, В. Лисовой,
А. Архипов, ЦНИИМАШ, Россия

IV.12 **АКА "Макос" как межорбитальный буксир для малых АКА различного целевого назначения**
В. Лукьященко, В. Борисов, Г. Успенский, В. Семенченко,
Н. Комиссаров, Г. Бабкина, В. Прудкогляд, Г. Фоломкина,
К. Елкин, ЦНИИМАШ, Россия

IV.1 **The Concept of Meteorological System on the Small Spacecraft Basis**
A. Selivanov, V. Rogalsky, RNII KP, Russia,
A. Volkov, NITS IPR, Russia

IV.2 **Future Space System COSPAS, Using a Small Spacecraft**
A. Selivanov, V. Rogalsky, RNII KP, Yu. Trifonov, L. Karandeev, NPP VNII EM, Russia

IV.3 **Small Satellite for Monitoring Atmosphere and Ionosphere by Radiooccultation Method**
S. Avdyushin, A. Volkov, N. Ivanov, G. Maximov, S. Matygov, A. Selivanov, Yu. Trifonov, O. Yakovlev, Russia

IV.4 **Development of Radioholographic Researches of Terrestrial Surface Using Two Satellite Bistatic Scheme**
A. Volkov, A. Zakharov, A. Kucherjavenkov, S. Krutykh, A. Pavelyev, O. Yakovlev, IRE, Russia

IV.5 **A Small-Size Reentry Capsule-Radio Probe for Efficient Detecting of Natural and Technogenic Disasters in any Area of the Globe**
V. Lukjashchenko, G. Raikunov, G. Tsybulsky, TsNIIMASH, G. Sytyi, Makeev GRTs, Russia

IV.6 **Fire Suppressing Complex for Localizing and Extinguishing Forest Fires**
A. Gurov, V. Zakharov, M. Liberzon, B. Mitin, A. Systsov, L. Odnovol, A. Sytnikov, MATI – RGTU, Russia

IV.7 **Assessment of Possibility to Use Small Transportation Spacecraft to Remove from Geostationary Orbit Space Objects Including Large Elements of Space Debris**
V. Kuzminov, A. Rembeza, V. Khegai, TsNIIMASH, Russia

IV.8 **Creation Problems Study of Global Inspection Space System on the Base of Small Space Vehicles**
G. Raikunov, A. Rembeza, L. Romanovsky, A. Kubanov, TsNIIMASH, Russia

IV.9 **Use Of Orbital Thethered Systems for Small Spacecraft (SSC) Injection in Working Orbits and in Progress of Operations on SSC Recovery in Order of Their Subsequent Re-use**
V. Lukjashchenko, V. Borisov, G. Uspensky, V. Semenchenko, N. Komissarov, S. Fedorov, V. Prudkoglyad, A. Danilenko, S. Lyagushina, A. Tsybulin, K. Yolkin, TsNIIMASH, Russia

IV.10 **The Basis Directions of the Remote Space Education System in Russia**
V. Senkevich, V. Bogomolov, E. Yanulevich, TsNIIMASH,
F. Manfred, Germany

IV.11 **Small Satellites for Short-Term Earthquake Forecast**
V. Utkin, V. Lukjashchenko, G. Uspensky, V. Lisovoi,
A. Arkhipov, TsNIIMASH, Russia

IV.12 **SC "MAKOS" as Space Tug for Small Spacecraft**
V. Lukjashchenko, V. Borisov, G. Uspensky, V. Semenchenko,
N. Komissarov, G. Babkina, V. Prudkoglyad, G. Folomkina,
K. Yolkin, TsNIIMASH, Russia

The concept of meteorological system on the small space-crafts basis

A.Selivanov, V.Rogalsky
RISDE
111250 Moscow, Aviamotornay street, 53
fax (095) 273-59-43
A.Volkov
NIC IPR
141700 Dolgoprudney, Moscow area, Pervomaiskay street, 7
Fax: (095) 483 3374

The large extent of Russian Federation from east to west and presence of polar territories do loworbital space systems the most effective sources of the meteorological information.

An opportunity of creation of national meteorological system on the small space crufts (SSC) basis, ensuring receipt of sufficient volume of the information by use of a minimum & necessary set of devices such as: visible and IR scanning radiometer, microwaveradiometer and IR-sounder, is discussed in the report. Restriction of a zone of supervision by territory of Russia and nearest countreis also allows to simplify the requirements to the onboard equipment, to reduce its weight and average electricpower consumption.

Opportunity of creation by use of the modern technical decisions of meteorological system onboard information complex (BIC-MS), including sensors and data transmission system, which can be placed on a small class space crufts is shown.

The BIC-MS information characteristics are compatible with available at the moment ground infrastructures of meteorological services, and the ground space crufts control complex, carried out in the one station variant, can be placed on one of reception stations, that will reduce the operation expenses.

One of ways of maintenance of existence of Russian national space system in conditions of limited financing can be transition to the offered concept of use of small space crufts.

Перспективы развития космической системы КОСПАС при использовании малых космических аппаратов

А.Селиванов, В.Рогальский, В.Селезнев
РНИИ КП
111250, Москва, Авиамоторная ул., 53
Факс: (095) 273 5943
Ю.Трифонов, Л.Карандеев
НПП ВНИИ ЭМ
101000, Москва, Главпочтамт, а/я 496
Факс: (095) 2074962

В докладе рассмотрены основные направления развития космического и наземного сегментов системы КОСПАС в следующем тысячелетии.

Предполагается, что после 2005 г. космическая система КОСПАС не будет использовать аварийные радиобуи старого производства (АРБ-121). Основным источником аварийной информации в системе будут служить аварийные радиобуи, работающие на частоте 406 МГц.

Исключение из состава системы АРБ-121 позволяет существенно сократить массу и потребление бортовой аппаратуры и наземных станций приема и обработки информации. Космический сегмент предполагается разместить на специализированных малых космических аппаратах: запускаемых с помощью ракеты-носителя "Старт-1". Это позволит снизить стоимость космического сегмента системы и обеспечить устойчивость орбитальной группировки системы, т.к. запуск очередного ИСЗ будет диктоваться только потребностями системы КОСПАС.

Третье направление развития системы связано с отказом от специальных командно-программных комплексов для управления малыми космическими аппаратами.

В докладе рассматривается возможность выполнения единым радиокомплексом как функций бортового радиокомплекса системы КОСПАС, так и функций бортового радиокомплекса командно-телеметрической системы. Масса перспективного единого бортового комплекса в дублированном варианте не превышает 15 кГ.

Перспективная наземная станция приема и обработки аварийных сообщений представляет собой транспортабельный комплекс, состоящий из направленной поворотной антенны с МШУ и смесителем и персональный ЭВМ с встроенными в нее платами цифровой обработки сигналов. Масса наземной станции составляет 10 кГ.

Малый космический аппарат имеет трехосную ориентацию с точностью не хуже 1°, его масса не превышает 200 кГ, из которых 140 кГ составляет космический аппарат со служебными системами, а 60 кГ предназначается для полезной нагрузки.

Рассматриваемая в докладе система может стать основой для системы КОСПАС-САРСАТ второго поколения.

Future space system COSPAS, using a small spacecraft

A.Selivanov, V.Rogalsky, V.Seleznev
RISDE
111250 Moscow, Aviamotornay street, 53
fax (095) 273-59-43
Y.Trifonov, L.Karandeev
НПП ВНИИЭМ
Москва ул.
fax.

Main directions of COSPAS system in the next evolution millenium are developed. After 2005 year COSPAS space system will use only ELT-406.

Exclusion of ELT-121 gives us possibility to reduce the onboard and ground radioequipment weight.

It plans that the perspective space segment will use a special small spacecraft with three axis orientation (<1°). New small spacecraft will have a total weight not more than 200 kg (the payload weight ~60 kg). On the nearpolar sunsynchronise orbite it will be launched by a launcher type "Start-1".

A cost for a spacecraft is less, than a cost of the launcher "Ciclon", used today.

Common onboard radioequipment is used for COSPAS system and for engineering systems (telecommand and telecontrol). A weight of common onboard equipment is not more than 15 kg.

The future local user terminal consists of a small directional antenna and PC with two plates for digital signal processing. The weight of new local user terminal is about 10 kg.

Малый спутник для мониторинга атмосферы и ионосферы радиозатменным методом

С. Авдюшин, А. Волков, Н. Иванов, Г. Максимов, С. Матюгов, А. Павельев,
В. Рогальский, В. Салищев, А. Селиванов, Ю. Трифонов, О. Яковлев
Институт радиотехники и электроники РАН
141120 г. Фрязино, Московская область, пл. Введенского, 1
Факс: (095) 702 9572, e-mail agpll7@ire216.msk.su

В настоящей работе описывается проект создания малого спутника для мониторинга радиометодами атмосферы и ионосферы, интегрируемого в перспективную международную космическую систему экологического контроля окружающей среды.

1. Задачи решаемые в рамках проекта.

Проект направлен на решение двух главных задач:

А.Осуществление глобального контроля состояния атмосферы для нужд практической метеорологии и физики атмосферы.

Определение высотных профилей давления, температуры и влажности в тропосфере с точностью и разрешением по высоте, сравнимыми с точностью и разрешением традиционных метеорологических измерений.

Обеспечение глобального контроля и получение массовых данных о метеопараметрах над мировым океаном и высокоширотными областями (Арктика и Антарктика) со значительно большей пространственной плотностью, чем это возможно в настоящее время. Высокая плотность профилей метеопараметров по земному шару позволяет повысить точность прогноза погоды при включении этих данных в глобальные метеорологические системы.

Изучение пространственно-временной изменчивости атмосферы и ее сезонных вариаций.

Выявление признаков экологически значимых изменений состояния атмосферы.

Получение данных о волновой активности (гравитационные волны) в атмосфере.

Изучение влияния на атмосферу вулканических извержений и интенсивных антропогенных воздействий.

Б.Осуществление глобального контроля состояния ионосферы для нужд геофизики и физики верхней атмосферы:

Наблюдения крупномасштабных вариаций электронной концентрации в ионосфере на высотах от 80 до 300 км и изучение их связи с солнечной активностью и с состоянием атмосферы.

Изучение тонкой вертикальной структуры нижней ионосферы в разных районах и связи ее изменений с природными процессами (землетрясения, извержения вулканов) и антропогенными воздействиями.

Проект содержит также вспомогательные задачи:

Определение атмосферных характеристик по изменениям параметров сигнала, отраженного земной поверхностью. Определение двухпозиционных характеристик рассеяния радиоволн разными формами земной поверхности. Исследование эволюции полярной орбиты малого спутника.

Основная идея проекта состоит в использовании бортовой навигационной радиотехнической аппаратуры малого спутника для дистанционного зондирования атмосферы, ионосферы, поверхности и изучения эволюции его полярной орбиты. Для этого на малом спутнике (МС) располагается многоканальный приемник сигналов навигационных спутников российской системы ГЛОНАСС и американской системы GPS. Эти навигационные системы включают 43 спутника на круговых орбитах с высотой ~ $2 \cdot 10^4$ км, постоянно излучающих сигналы на двух длинах волн. Установленный на МС многоканальный приемник может осуществлять точные измерений частоты, фазы, амплитуды и времени распространения радиоволн от каждого из навигационных спутников. Мониторинг атмосферы и ионосферы осуществляется радиозатменным методом, состоящим в том,

что при заходе МС в зону тени земли по отношению к одному из навигационных спутников (НС) радиолуч осуществляет вертикальный разрез сначала ионосферы, а затем атмосферы (рис.1). Установленный на МС приемник осуществляет измерения вариаций фазы, частоты и амплитуды радиоволн, обусловленных влиянием ионосферы и атмосферы. Изменение параметров радиосигналов однозначно связаны с изменениями высотного профиля коэффициента преломления ионосферы и атмосферы. По изменениям коэффициента преломления определяются высотные профили электронной концентрации в ионосфере, температуры и давления в атмосфере, дополнительно по измерениям параметров отраженного сигнала определяется поглощение радиоволн в атмосфере и характеристики отражения радиоволн земной поверхностью.

Радиозатменный метод позволяет осуществлять непрерывный контроль состояния атмосферы и ионосферы в планетарном масштабе.

Для радиозатменного мониторинга атмосферы и ионосферы малый спутник должен быть выведен на круговую полярную орбиту с высотой 500-700 км. Такая орбита обеспечивает длительное, свыше 4 лет, время активного существования спутника, а число районов, охватываемых измерениями при приеме сигналов навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS, превышает число существующих в мире наземных станций аэрологического зондирования атмосферы.

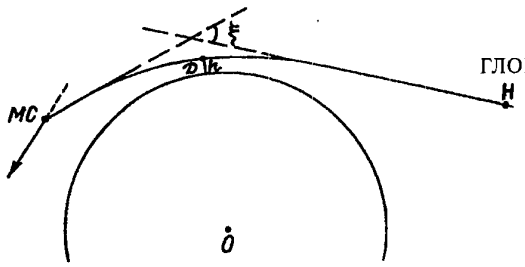
Установленный на МС навигационный приемник обеспечивает высокоточное определение параметров орбиты спутника, что позволяет дополнительно осуществить изучение эволюции орбит малых исследовательских спутников из-за совокупности всех воздействующих факторов и испытания нового голографического метода контроля поверхности земли.

Радиозатменный метод мониторинга атмосферы и ионосферы Земли разработан теоретически [1-5,18] и детально проверен экспериментально [6-19].

В России в ИРЭ РАН в 1989-1995 годах осуществлены массовые радиозатменные эксперименты в разных районах Земли с использованием станции "Мир" и геостационарного спутника-ретранслятора. Эксперименты проведены в двух диапазонах: сантиметровом и дециметровом. В серии измерений был отработан метод радиопросвечивания атмосферы и ионосферы Земли и выяснены радиофизические закономерности принципиальные для данного проекта. Материалы этих исследований опубликованы в [6-12, 18, 19].

В США в 1995 г. был запущен малый исследовательский спутник "Microlab-I", задачей которого является отработка радиозатменного метода мониторинга атмосферы. Измерения осуществлялись при приеме на исследовательском спутнике "Microlab-1" сигналов навигационных спутников GPS. Для проведения измерений на исследовательском спутнике установлен специализированный измерительный приемник - вычислитель. Приемник обеспечивает точное определение координат спутника "Microlab-1" и измерения фазы (дальности) при заходе спутника "Microlab-1" в зону радиотени относительно навигационных спутников. Сравнение высотных профилей электронной концентрации и температуры, полученных радиозатменным методом и по результатам традиционных измерений показывает их хорошее совпадение (см. публикации [13-17]).

Проведенные в России и США исследования доказали высокую эффективность радиозатменного контроля метеопараметров атмосферы и электронной концентрации ионосферы.



МС - малый спутник,
НС - спутник навигационной системы ГЛОНАСС/GPS,
h - минимальная высота лучевой линии,
ξ - угол рефракции радиоволн,
D - район радиопросвечивания,
0 - центр Земли.

Рис. 1. Схема радиопросвечивания.

2. Радиозатменный метод мониторинга атмосферы и ионосферы

Для мониторинга атмосферы и ионосферы будет использован радиозатменный метод - метод радиопросвечивания среды на трассе "спутник- спутник", основанный на связи изменений характеристик радиоволн (фазы, частоты и амплитуды) с параметрами зондируемой среды. Будут использованы результаты измерений на борту малого спутника (МС) параметров радиосигналов, излучаемых двумя системами навигационных спутников ГЛОНАСС (Россия) и GPS (США). При заходе МС в зону тени Земли по отношению к высокоорбитальному навигационному спутнику (НС) радиолуч осуществляет разрез сначала ионосферы, а затем атмосферы (рис.1). Радиосигналы, излучаемые ПС, проходят через зондируемую среду и принимаются на МС. Фаза, частота и амплитуда сигналов изменяются в зависимости от минимального расстояния лучевой линии от поверхности Земли. Эти изменения обусловлены высотным профилем коэффициента преломления среды в районе радиопросвечивания. Коэффициент преломления ионосферы пропорционален электронной концентрации, а в атмосфере коэффициент преломления пропорционален плотности воздуха. Использование дополнительно уравнений идеального газа и гидростатического равновесия позволяет определить давление и температуру в районе радиопросвечивания. Так как минимальная высота радиолуча над земной поверхностью изменяется, то это позволяет получить высотные профили электронной концентрации в ионосфере, а также давления и температуры в атмосфере. При использовании дополнительной информации определяется профиль влажности.

Таким образом, размещение на МС антенны и многоканального приемника сигналов навигационных спутников позволяет осуществлять глобальный контроль состояния атмосферы и ионосферы методом радиопросвечивания.

Радиозатменный метод был разработан для исследования атмосфер планет, а затем обоснован применительно к земной атмосфере [1-5, 13, 14]. Результаты экспериментальной проверки метода изложены в работах [6-12, 15-17]

Этот же многоканальный приемник выполняет и другую важную функцию: он позволяет осуществить высокоточное определение траекторных

параметров малого космического аппарата по сигналам навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS.

Упрощенная схема получения данных из измерений параметров принимаемых сигналов показана на рис.2. Блок 1 включает первичные экспериментальные данные об изменениях амплитуды, частоты и фазы радиоволны. Использование баллистических данных МС и ПС (блок 2) и данных блока 1 позволяет определить зависимости от высоты следующих величин: угла рефракции, производной угла рефракции по высоте, дисперсии флуктуаций амплитуды и фазы (блок 3). Из данных блока 3 находятся: электронная концентрация в ионосфере на высотах 80-270 км, температура и давление в атмосфере на высотах 2-35 км, слоистые структуры (тропопауза, инверсии температуры, границы сплошной облачности) на высотах 1-16 км. При использовании дополнительной метеоинформации определяется влагосодержание тропосферы в области высот 0,5-6 км и температура на высотах 0-2 км. Эти данные находятся для области наибольшего приближения лучевой линии МС-НС к поверхности Земли (т.е. в области D на рис.1).

Радиозатменный метод имеет следующую пространственную разрешающую способность: разрешение по высоте и в направлениях перпендикулярных плоскости рис.1 около 300 м. Разрешение по направлению трассы "МС-НС" около 120 км.

Абсолютные значения температуры и электронной концентрации будут определяться с ошибками не более ±1.6 К (температура) и 20% (электронная концентрация).

Радиозатменный метод позволяет находить высотные профили определяемых параметров с высокой детальностью, этот метод чувствителен к тонким слоистым структурам в атмосфере и ионосфере.

Для контроля малых долговременных изменений атмосферы радиозатменный метод дает точную и очень чувствительную характеристику - зависимость угла рефракции от высоты $\xi(h)$. Экспериментальные данные о зависимостях $\xi(h)$ в разных районах Земли для разных сезонов будут получены с уникальной точностью. Ошибка измерения $\delta\xi/\xi$ будет около 10^{-2} для высот 35- 20 км, порядка 10^{-3} для h=15-6 км и около 10^{-4} для h=5-0,5 км. Существенно, что полученный банк данных о зависимостях $\xi(h)$ свободен от влияния аппаратурных факторов. Экспериментальные зависимости $\xi(h)$ получаются по измерениям частоты и не зависят от параметров орбит спутников, характеристик аппаратуры, от алгоритмов интерпретации первичных данных. Банк данных *(h) важен для сравнения с будущими измерениями, для выявления экологически значимых малых долговременных изменений атмосферы Земли.

Реализация радиозатменного метода на одном малом спутнике внесет большой вклад в практическую метеослужбу России, так как регулярно будут определяться высотные профили метеопараметров над труднодоступными для ежедневных аэрологических наблюдений обширными северными и полярными районами России, влияющими на глобальные процессы в атмосфере.

Разработка, запуск и функционирование базового радиозатменного спутника обоснует необходимость кассетного запуска 4-6 малых спутников для радиозатменного мониторинга атмосферы, что позволит России в

С. Авдюшин, А. Волков, Н. Иванов, Г. Максимов, С. Матюгов, А. Павельев,
В. Рогальский, В. Салищев, А. Селиванов, Ю. Трифонов, О. Яковлев

кратчайшие сроки выйти в лидеры создания международной радиозатменной системы метеорологического мониторинга. Создание же международной системы из 20 радиозатменных спутников обеспечит получение за одни сутки около 10000 высотных профилей температуры, давления и влажности практически над всеми районами Земли.

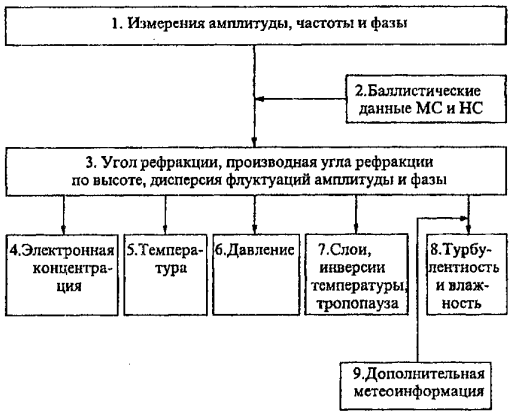


Рис. 2. Схема получения информации из радиозатменных данных

3. Радиокомплекс малого спутника

Радиокомплекс малого спутника (МС) предназначен для:

- измерения фазы и амплитуды сигналов навигационных спутников ГЛОНАСС/GPS при радиозатмениях;
- определения на МС параметров его орбиты (эфемерид) путем измерения беззапросным методом дальности и скорости относительно нескольких навигационных спутников;
- передачи на наземный пункт (НП) цифрового потока данных, содержащих телеметрическую, эфемеридную и радиозатменную информацию;
- поддержания шкалы точного бортового времени на МС и выработки программных управляющих кодовых сигналов, обеспечивающих работу бортового радиокомплекса без вмешательства НП;
- хранения радиозатменной, телеметрической и эфемеридной информации в период между сеансами связи МС с НП.

Для решения этих задач используются две радиолинии:

- радиолиния "навигационный спутник (НС)- МС";
- радиолиния "МС - НП".

Радиолиния "НС - МС" работает в выделенном "Регламентом радиосвязи" для глобальных навигационных систем в диапазоне 1,6 ГГц, а радиолиния "МС - НП" работает в диапазоне 1,7 ГГц, выделенном для космических метеорологических систем.

Функциональная схема бортового радиокомплекса приведена на рис. 3.

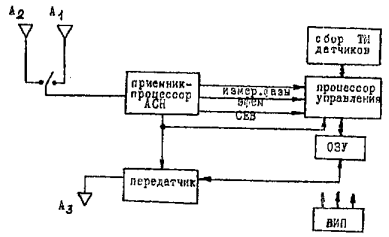
Бортовой радиокомплекс МС работает в следующих режимах: Режим "навигация". В этом режиме с помощью принимаемых через антенну A_2 от трех и более НС сигналов многоканальный приемник-процессор автономной системы навигации (АСН) определяет эфемериды МС *(t,* X, Y, Z, X, Y, Z), что позволяет точно знать положение МС в пространстве и автоматически определять тот НС, с которым будут проводиться радиозатменные измерения

С. Авдюшин, А. Волков, Н. Иванов, Г. Максимов, С. Матюгов, А. Павельев,
В. Рогальский, В. Салищев, А. Селиванов, Ю. Трифонов, О. Яковлев

для определения метеопараметров атмосферы.

Значения t, X, Y, Z, X, Y, Z передаются на наземный пункт.

Режим "радиозатмение". В этом режиме АСН осуществляет измерения на несущей частоте разности фаз сигнала принимаемого от НС и сигнала своего опорного генератора. Опорный генератор АСН имеет среднеквадратичную относительную стабильность частоты за 10 мин не хуже $5 \cdot 10^{-9}$, а кратковременную относительную стабильность за 1с не хуже $5*10^{-11}$.



A_1 - приемная антенна для радиозатменных измерений;
A_2- приемная антенна навигационных измерений;
A_3 - передающая антенна системы передачи данных.
АСН. - автономная система навигации, многоканальный приемник- процессор;
ОП - опорный генератор 5 МГц;
ОЗУ - оперативное запоминающее устройство на 30 Мбит;
ВИП- вторичный источник питания.

Рис. 3. Функциональная схема бортового радиокомплекса МС

Накопленные за один сеанс радиозатменных измерений данные запоминаются в ОЗУ.

Режим "калибровка". В этом режиме осуществляется коррекция шкалы бортового единого времени (БЕВ) путем приема точного сигнала "секунда" от ПС. Шкала БЕВ формируется в процессе управления из опорной частоты задающего генератора АСН.

Полученные при радиозатменных измерениях данные об изменениях фазы и амплитуды сигнала, объемом до 120 Кбит, совместно с телеметрическими и эфемеридными данными поступают в ОЗУ, где хранятся до сеанса связи с ЦП. Предполагается, что при одном НП необходимо хранить радиозатменные данные полученные за 4 витка МС. Их объем составит до 4*107 бит, если радиозатменные измерения будут осуществляться со всеми имеющимися ПС систем ГЛОНАСС и GPS.

В сеансах связи с НП, длительностью более 5 мин, этот объем данных, закодированный свёрточным кодом (k=7, R=1/2) передается на НП со скоростью 100 Кбит/с.

Бортовой радиокомплекс включен все время, ОЗУ заполняется после каждого радиозатмения новыми данными, вытесняя самые ранние данные. Бортовой радиокомплекс включен постоянно, т.к. нет необходимости в командной радиолинии. Сеансы измерений планируются процессором АСН.

В состав бортового радиокомплекса входят три малонаправленные антенны. Антенны А1 и А2 обеспечивают прием сигналов навигационных спутников. Антенна А1 работает в режиме "радиозатмение" и имеет ширину диаграммы направленности в вертикальной плоскости 20° и 360° в горизонтальной плоскости. Ее коэффициент усиления (КУ) равен 4. Антенна А2 используется в режиме "навигация". Она обеспечивает прием сигналов одновременно от нескольких ПС в верхней полусфере и имеет КУ=0,8. Передающая антенна А3 имеет ширину диаграммы 145° относительно надира; ее КУ=1.

Масса бортового радиокомплекса при мощности передатчика 0,5 Вт составляет 7кг, в том числе антенна A_1 - 1,0 кг, антенна A_2 - 0,5 кг, антенна A_3 - 0,5 кг, приемник-процессор АСН - 1,1 кг, передатчик - 1,0 кг, процессор управления с ОЗУ - 2,4 кг, ВИП - 0,5 кг. Потребляемая мощность 6-7 Вт.

С. Авдюшин, А. Волков, Н. Иванов, Г. Максимов, С. Матюгов, А. Павельев,
В. Рогальский, В. Салищев, А. Селиванов, Ю. Трифонов, О. Яковлев

Для приема данных с МС могут использоваться существующие в центрах Росгидромета (Москва, Новосибирск, Хабаровск) приемные станции, работающие в диапазоне 1,7 ГГц и укомплектованные антеннами с диаметром 2,6 м , разработанными в РНИИ КП (РКА). Обмен данными может осуществляться автоматически по телефонным каналам связи.

Основные характеристики радиолинии "НС-МС":

- мощность передатчика НС - 32 Вт
- коэффициент усиления антенны НС - 16
- индекс фазовой модуляции ±90°
- коэффициент усиления антенны A_1 - 4
- поляризационные потери - 2
- портовая мощность приемника АСН - -167 дБВт
- максимальная дальность НС-МС - 28260 км

При вышеприведенных параметрах радиолинии сигнал на входе приемника АСН может быть равен - 156 дБВт. Запас в радиолинии составляет 11 дБ.

Основные характеристики радиолинии "МС - НП":

- мощность передатчика МС - 0,5 Вт
- коэффициент усиления антенны Аз - 1
- коэффициент усиления антенны НП - 1000
- поляризационные потери - 2
- шумовая температура приемной системы - 180К
- скорость передачи данных - 100 Кбит/с
- максимальная дальность - 2860км
- пороговое отношение Ес/Но при свёрточном кодировании - 3
- пороговая мощность на входе приемника НП - 151,3 дБВт

Расчеты показывают, что на входе приемника ЦП мощность сигнала будет равна - 145,4 дБВт. Запас в радиолинии составляет 6 дБ.

4. Основные характеристики малого спутника

Возможны два варианта выведения МС на орбиту - совместно с КА "Ресурс-01" или "Метеор-3" или на конверсионном ракетно-космическом комплексе "Старт-1".

Предлагается гравитационная одноосная ориентация МС по местной вертикали с ошибкой не превышающей 4°. Такая ориентация полностью обеспечивает решение условий задач, уменьшает массу антенно-фидерной системы и увеличивает ее надежность, а также упрощает размещение солнечных батарей (БС) и сокращает их суммарную массу по сравнению с неориентированным КА.

Для реализации указанной ориентации аппарат создается в виде двух блоков - верхнего и нижнего, которые после выведения на орбиту разводятся на расстояние 4...7 м. Блоки соединены друг с другом с помощью складных штанг - держателей.

Для успокоения и предварительной ориентации КА используются сферический магнитный демпфер и таковая катушка, взаимодействующая с магнитным полем Земли.

Правильность ориентации МС относительно Земли определяется по току солнечной батареи и по уровням радиосигналов, принимаемых от навигационных спутников. Для изменения ориентации предусматривается установка двигателей-маховиков.

Компоновочная схема МС в рабочем положении представлена на рисунке 4.

Верхний и нижний блоки КА состоят из плоских квадратных трехслойных углепластовых панелей, имеющих удельную массу ~4 кг/м2.

С. Авдюшин, А. Волков, Н. Иванов, Г. Максимов, С. Матюгов, А. Павельев,
В. Рогальский, В. Салищев, А. Селиванов, Ю. Трифонов, О. Яковлев

На панели нижнего блока установлены аккумуляторы, солнечная батарея и регулятор питания. Кроме того, на этой панели размещены узлы соединения складных штанг с нижним блоком, узлы крепления солнечной батареи (БС) и опоры крепления верхнего блока к нижнему на участке выведения; на этом же блоке имеются узлы крепления всего КА к базовому аппарату.

На верхнем блоке размещается аппаратура радиокомплекса, антенны, магнитный демпфер, токовал катушка и микромаховик. Там же размещены узлы зачековки створок солнечной батареи на участке выведения, элементы присоединения и зачековки складных штанг и механизмы крепления и зачековки блоков между собой.

Панели верхнего и нижнего блоков с опорами крепления, соединяющими эти панели, в силовом отношении являются плитой с толщиной около 100 мм, что обеспечивает жесткость конструкции КА на участке выведения. Складные штанги, соединяющие блоки, выполнены из углепластовых трубок или уголков.

Солнечная батарея использует кремниевые фотоэлементы и состоит из четырех створок, плоскости которых расположены под углом 20-30° к продольной оси МС, ориентированной по местной вертикали.

Каждая из створок БС имеет площадь ~0.25 м2, что обеспечивает необходимую мощность всей БС (не менее 10-15 Вт).

Створки БС раскрываются и фиксируются после отделения КА от базового аппарата, но до разведения блоков.

Замки и толкатели всего МС размещаются на базовом аппарате.

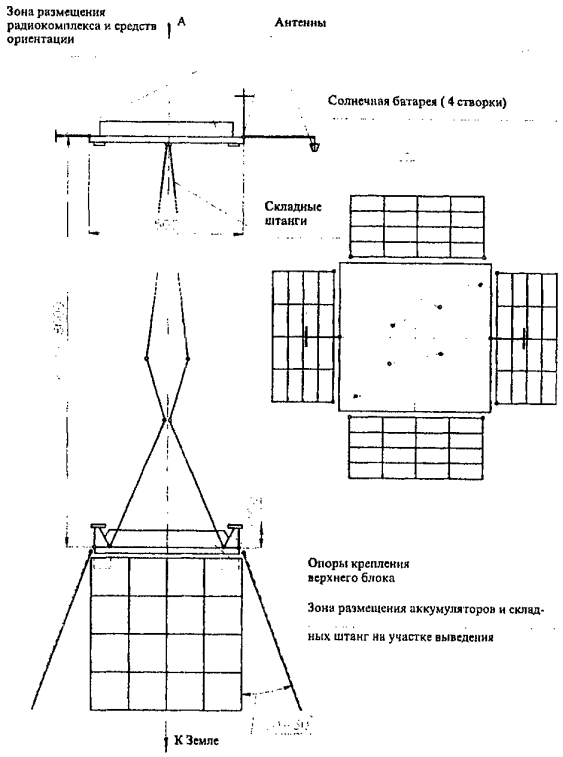


Рис. 4

Поверхности панелей верхнего и нижнего блоков, обращенные в сторону Земли и на которых не размещена аппаратура, являются радиационными поверхностями. Для этого на них наносятся специальные покрытия. Аппаратура и тепловыделяющие элементы устанавливаются таким образом, чтобы имелся хороший тепловой контакт их с поверхностями панелей.

При выполнении всех требований температура на посадочных местах аппаратуры и тепловыделяющих элементов может быть в пределах +(15÷30)°С.

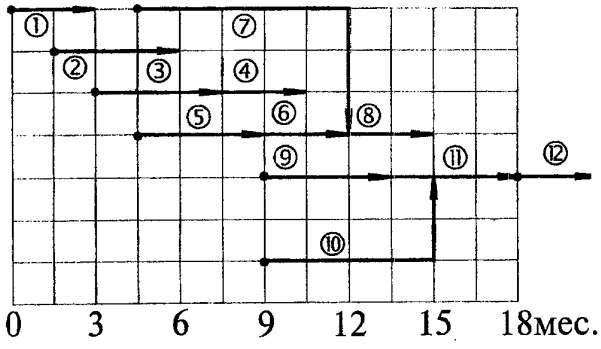
В таблице приведены состав и массовая сводка КА.

Системы, агрегаты, конструкция	Масса (кг)	Примечания
1. Радиокомплекс с антенно-фидерными устройствами и автоматикой	8	Постоянное электропотребление - 7Вт
2. Средства ориентации 2.1. Магнитный демпфер 2.2. Токовая катушка 2.3.Двигатели-маховики	3,5 2 1 12,0	В установившемся режиме электроэнергии не потребляет
3. Система электроснабжения 3.1. Аккумуляторная батарея 3.2. Солнечная батарея 3.3. Регулятор питания	10,5 4,5 3,5 1	22 НКГК-4с (22х0,14кг) Удельная масса - 3,5кг/м^2
4. Телеметрические датчики (температуры отдельных элементов, фиксация отделения от базового КА и разведения блоков, ток БС и др)	1	ТМ - информация передается в основном информационном потоке
5. Конструкция и БКС (силовые панели радиаторы блоков, складные штанги, узлы крепления и зачековки, замки - толкатели)	7	
Общая масса	40,0	

Конструктивная схема МС позволяет проводить электрические испытания каждого блока раздельно, параллельно или последовательно. При этом во время испытаний блоки могут быть соединены друг с другом штатными жгутами.

Принятая конструкция обеспечивает простой доступ к каждому блоку аппаратуры, разъему и их элементам, а также их замену в случае необходимости. В настоящее время в НПП ВНИИЭМ имеется большой научно-технический задел, оборудование и программное обеспечение, необходимые для создания МС.

Предполагается изготовление макетов рабочего образца. Примерный график работ по созданию МС представлен на схеме.



1.Предварительное проектирование МС.
2.Разработка технической документации МС.
3.Изготовление конструктивных макетов для механических и тепловых испытаний.
4.Конструкторские испытания макетов.
5.Изготовление технологических макетов (инженерных моделей) бортовых систем.
6.Электрические испытания бортовых систем.
7.Разработка, изготовление, поставка технологического образца (инженерной модели) полезной нагрузки.
8.Сборка и испытания технологического образца МС в целом.
9.Изготовление, испытания конструкции и бортовых систем летного КА.
10.Изготовление, испытания, поставка летного образца полезной нагрузки.
11.Сборка, комплексные испытания летного МС в целом.
12.Пуск КА, вывод на орбиту.

С. Авдюшин, А. Волков, Н. Иванов, Г. Максимов, С. Матюгов, А. Павельев,
В. Рогальский, В. Салищев, А. Селиванов, Ю. Трифонов, О. Яковлев

Таким образом, создание МС потребует 18 месяцев после начала финансирования.

Орбита, время существования, ориентация МС:
Орбита круговая, наклонение орбиты 93°-101°.
Высота орбиты 500-700 км.
Время существования спутника - 4 года.
Ориентация трехосная.
Допустимая погрешность ориентации не более ±4°.

Заключение

1. Малый спутник для мониторинга атмосферы радиозатменным методом позволяет решить две задачи:

Обеспечение глобального контроля атмосферы и получение массовых данных о высотных профилях температуры, давления и влажности с точностью и разрешением по высоте, сравнимыми с точностями традиционных метеорологических измерений. Будет реализован контроль атмосферы и получены данные о метеопараметрах над океанами и высокоширотными областями Арктики и Антарктики со значительно большей пространственной плотностью, чем это делает современная мировая метеорологическая служба. Будут выявлены признаки экологически значимых изменений состояния атмосферы, обусловленные мощными антропогенными и природными факторами.

Осуществление глобального контроля состояния ионосферы. Будет реализовано наблюдение за вариациями высотного профиля электронной концентрации с большой пространственной плотностью по поверхности Земли и с высоким разрешением по высоте. Спутник позволит изучить связь атмосферных явлений в стратосфере с вариациями вертикальной структуры нижней ионосферы.

2. Запуск одного малого затменного спутника позволит внести большой вклад в практическую метеослужбу России, так как на регулярной основе будут получены метеоданные для обширных северных и арктических территорий России, а также для Тихого океана, примыкающего к дальневосточным районам РФ.

3. Разработка и функционирование одного базового радиозатменного спутника обоснует необходимость кассетного запуска серии малых затаенных спутников, что позволит России выйти в лидеры создания международной радиозатменной метеослужбы.

4. Основные характеристики малого спутника следующие;
- масса спутника 40,0 кг;
- орбита круговая, наклонение орбиты 93°-101°;
- высота орбиты 650 км;
- время существования спутника 4 года;
- ориентация трехосная. Успокоение вращения вокруг оси гравитационной ориентации осуществляется магнитным демпфером.

5. Спутник сконструирован в виде двух блоков, соединенных раздвижной штангой. "Верхний" блок содержит радиокомплекс, а "нижняя" часть все элементы электропитания. При выходе на орбиту по программе происходит раздвижение этих блоков на расстояние 4...7 метров.

6. Все основные элементы радиокомплекса и конструкции спутника

С. Авдюшин, А. Волков, Н. Иванов, Г. Максимов, С. Матюгов, А. Павельев,
В. Рогальский, В. Салищев, А. Селиванов, Ю. Трифонов, О. Яковлев

отработаны. Время изготовления спутника 18 месяцев после начала финансирования работ.

7. Спутник может быть запущен в качестве дополнительной нагрузки в плановом пуске с помощью ракеты-носителя "Старт- 1 ".

Литература

1. Яковлев О.И. Радиопросвечивание атмосферы Земли как способ сбора метеоданных. //в кн.: Шутка А.М., Кутуза Б.Г., Яковлев 0.И. и др. Итоги науки и техники. Радиотехника. М.:ВИНИТИ. 1978. т.16. с.173.
2. Калашников И.Э., Яковлев О.И. О возможности исследования атмосферы Земли методом радиопросвечивания. // Космические исследования. 1978. т.16. №6. с.943-948.
3. Калашников И.Э., Матюгов С.С., Павельев А.Г. Яковлев О.И. Анализ особенностей метода радиопросвечивания атмосферы Земли //В кн.: Электромагнитные волны в атмосфере и космическом пространстве. М. Наука. 1986.
4. Елисеев С.Д., Яковлев О.И. О радиопросвечивании атмосферы Земли в диапазоне миллиметровых радиоволн. //Известия Вузов. Радиофизика. 1989. т.32. №1. с.3-10.
5. Калашников Н.Э., Матюгов С.С., Яковлев 0.И. Влияние ионосферы на параметры сигнала при радиопросвечивании атмосферы Земли. //Радиотехника и электроника. 1986. т.31. №1. с.56-59.
6. Яковлев О.И., Гришмановский В.А., Елисеев С.Д. и др. Радиопросвечивание атмосферы Земли с помощью двух спутников. //Докл. АН СССР. 1990. т.315. №1. с.101-103.
7. Яковлев О.И., Вилков И.А., Гришмановский В.А. и др. Рефракционное ослабление при радиопросвечивании атмосферы Земли на трассе спутник-спутник. //Радиотехника и электроника. 1992. т.37. №1. с.42-48.
8. Вилков И.А., Матюгов С.С., Яковлев 0.И. Флуктуации амплитуды при радиопросвечивании атмосферы Земли на трассе спутник-спутник. // Радиотехника и электроника. 1993. т.38. №5. с.795-803.
9. Матюгов С.С., Яковлев О.И., Вилков И.А. Поглощение сантиметровых и дециметровых радиоволн при затменных экспериментах на трассе спутник-спутник. // Радиотехника и электроника. 1994. т.39. №8-9. с.1251-1258.
10. Yakovlev 0.1., Matyugov S.S., Vilkov I.A. Attenuation and scintillation of radio waves in the Earth's atmosphere in radio occultation experiments on the satellite-to-satellite link. //Radio Science. 1995. v.30. p.591-602.
11. Яковлев О.И., Вилков И.А., Захаров А.И. и др. Изменение частоты, запаздывание и рефракция радиоволн в затменных экспериментах на трассе спутник-спутник. //Радиотехника и электроника. 1995. т.40. №9. с.1339-1346.
12. Яковлев 0.И., Матюгов С.С., Вилков И.А. и др. Флуктуации фазы и частоты радиоволн при затменных экспериментах на трассе спутник-спутник. // Радиотехника и электроника. 1996. т.41. №9. с.1088-1093.
13. Hardy K-.R., Hajj G.A., Kursinski E.R. Accuracies of atmospheric profiles obtained from GPS occultations. //International Journal of satellite communications. 1994. v.12. p.463-473.
14. Kursinski E.R., Hajj G.A., Hardy K..R. et.al. Observing tropospheric water vapor by radio occultation using the Global Positioning System. //Geophysical Research Letters. 1995 v.22. №17. p.2365-2368.

С. Авдюшин, А. Волков, Н. Иванов, Г. Максимов, С. Матюгов, А. Павельев,
В. Рогальский, В. Салищев, А. Селиванов, Ю. Трифонов, О. Яковлев

15. Kursinski E.R., Hajj G.A., Bertiger W.l. et.al. Initial Results of Radio Occultation Observations of Earth's Atmosphere using GPS. //SCIENCE. 1996. September 4. v.271. p.l 107-1110.
16. Hajj G.A., lbanez-Meier R., Kursinski E.R., Romans L.J. Imaging the ionosphere with the Global Positioning System. // International Journal of Imaging Systems and Technology. 1994.v.5.p.174.
17. Ware R., Exner M., Feng D. et al. GPS Sounding of the atmosphere from low Earth Orbiter: Preliminary results.// Bull. Amer. Met. Soc. 1996. v.77 . №1 . p.19-38.
18.Павельев А.Г., Захаров А.И., Кучерявенков А.И. и др. Особенности распространения отраженных от поверхности Земли радиоволн при малых углах места на трассе спутник-геостационар //Радиотехника и электроника. 1997. т.42. №1. с.52-57.
19.Рубашкин С.Г., Павельев А.Г., Яковлев О.И. и др. Отражение радиоволн поверхностью океана при бистатической локации с использованием двух спутников. //Радиотехника и электроника. 1993. т.38. № 3. с.447-453.
20.Интерфейсный контрольный документ ситемы ГЛОНАСС. Global Navigation Satellite System. Interfase Control Document.
21. Иванов Н.Е., Салищев В.А., Виноградов А.А. Направления совершенствования системы ГЛОНАСС.// Доклад на международной конференции института навигации США, 1995 г. Ways of GLONASS System Advancing. Ivanov N., Salischev V. and Vinogradov A., RISDE, Proceedings of ION-95.

Small satellite for monitoring atmosphere and ionosphere by radiooccultation method

S. Avdyushin, A. Volkov, N. Ivanov, G. Maximov, S. Matyugov, A. Pavelyev, V. Rogalskij, V. Salischev, A. Selivanov, Yu. Trifonov, O. Yakovlev
Institute of Radioengineering and Electronics of RAS
141120 Fryazino, Moscow region, Vvedenskogo sq.,1
Fax: (095) 702 9572, e-mail oiy117@ire216.msk.su

Radiooccultation method allows revealing altitude profiles of the electron density, temperature, pressure and humidity with high resolution in height and with accuracy comparable with precision achieved in modern meteorology. High accuracy of radiooccultation method revealed during experiments which were provided in various region of the Earth and accomplished in Russia in 1989-1998 years using orbital station "MIR" and geostationary satellites, and in USA in 1995-1998 years by means of small satellite "MICROLAB-1" and navigational satellites GPS/GLONASS. The possibility of measurement of electron density distribution in ionosphere in the height interval 80-350 km, altitude profiles of the temperature, the index of turbulence of atmosphere, discovering of inversion layers in the altitude range 1-35 km were established.

The results of experimental verification of radiooccultation method of monitoring of ionosphere and troposphere in decimeter and centimeter waverange using orbital station "MIR" and geostationary satellites are described.

Project of the small satellite for monitoring atmosphere and ionosphere by radiooccultation method is discussed. Monitoring is provided during radioimmersion of the small satellite in the Earth's radioshadow zone relatively to navigation satellite. During occultate radiobeam accomplished an altitude section of ionosphere and atmosphere. The small satellite allows to carry out the control of the environments in interests of meteorology, physics of atmosphere and ionosphere by means of analysis of altitude profiles of electronic concentration in ionosphere, temperature, pressure and humidity in atmosphere in global scale including ocean regions and high latitude arctic and antarctic areas with large spatial density. The onboard measuring radiocomplex of the small satellite includes the multichannel receiver of signals of the navigating satellites GLONASS/GPS, ensuring measurement both phase and amplitude variations of signals caused by atmospheric and ionospheric changes and determination of a vector of a position of the small satellite. The radiocomplex of the small satellite provides transmitting the information on the ground station also. The design of the satellite consists of two blocks, which are separated from each other using a folding bar on the distance of 6 m after launch on an orbit. Weight of the small satellite is 38 kg, orbit is circular with height 650 km, inclination of an orbit is 93^0 -101^0, the time of active existence of the satellite is 4 years, stabilization of the satellite is one-axis gravitational. An opportunity of creation of international system of radiooccultation monitoring of atmosphere and ionosphere is discussed.

Развитие радиоголографических исследований земной поверхности на трассе спутник-спутник

А. Волков,А.Захаров,А.Кучерявенков, С.Крутых, А. Павельев, О. Яковлев
Институт радиотехники и электроники РАН
141120 г. Фрязино, Московская область, пл. Введенского, 1
Факс: (095) 702 9572, e-mail agp117@ire216.msk.su

Введение

Первые эксперименты двухпозиционной радиолокации Земли[2] проводились на основе методики, разработанной ранее при исследованиях Луны и Венеры. Для случая исследования земной поверхности эта методика должна уточняться и видоизменяться с учетом, как существенно большего разнообразия естественных покровов Земли, так и особенностей распространения радиоволн в земной атмосфере при малых углах места. Указанные условия резко отличаются от существующих в атмосфере Венеры, где всегда имеется уровень критической рефракции, и рефракционные эффекты выражены в максимальной степени. В атмосфере Земли при средних условиях уровень критической рефракции отсутствует, это позволяет прослеживать отраженный сигнал вплоть до зоны радиотени и наблюдать его интерференцию с прямым сигналом. Анализ явлений распространения отраженного сигнала вблизи зоны радиотени требует создания соответствующей радиофизической модели, задачей которой является описание связей между амплитудой, частотой, фазой и спектром отраженного сигнала и радиофизическими параметрами земной поверхности, а также вертикальным профилем показателя преломления и поглощения.

Анализ влияния атмосферы Земли на измерения параметров подстилающей поверхности.

На рис. 1 представлена схема бистатической радиолокации Земли. Точками T и G обозначены положение низкоорбитального спутника и геостационара, точка O совпадает с центром Земли, точка D является точкой зеркального отражения от сферической поверхности планеты. Лучевые траектории 1 и 2 соответствуют трассам распространения прямой и отраженной радиоволн. При заходе спутника T в зону радиотени траектории 1 и 2 могут искривляться вследствие влияния рефракции в ионосфере и тропосфере. Из-за различия углов между касательными к лучам 1 и 2 в точке T и вектором скорости низкоорбитального спутника V доплеровские частоты прямой и отраженной радиоволн не совпадают. Разность частот прямого и отраженного сигнала $\Delta F(t)$ связана с величиной угла 2α между касательными к лучевым траекториям 1 и 2 в точке T (рис. 1):

$$\alpha = arctg\left\{\lambda\Delta F / \left[V_{\perp} + \left(V_{\perp}^2 + 2\lambda\Delta F V_{//} - \lambda^2(\Delta F)^2\right)^{1/2}\right]\right\} \qquad (1)$$

где λ - длина радиоволн, $V\perp$, $V//$ - компоненты скорости спутника V, параллельные плоскости TGO. Компонента $V\perp$ перпендикулярна, а компонента $V//$ параллельна прямой TG. Из (1) следует, что по зависимости $\Delta F(t)$ можно найти функцию $\alpha(t)$. На рис. 1 показаны также угол скольжения радиоволн ϕ в точке D и угол рефракции ξ. В случае сферически симметричной атмосферы выполняется закон Снеллиуса:

$$p=n(a)a\cos\phi=R\sin(\theta_t-2\alpha) \qquad (2)$$

где θ_t -угол с вершиной в точке T между касательной к лучевой траектории I и направлением TO, R-расстояние спутник-центр Земли, p -прицельный параметр, соответствующий центру отражающей области-точке D, $n(a)$ - показатель преломления атмосферы, a-радиус Земли в точке D.

Существует установленная в [3] принципиальная возможность определения угла скольжения ϕ из (2) при условии, что достаточно высока точность траекторных данных о положении низкоорбитального спутника, а также известно значение параметра $n(a)a$. В этом случае может быть определен угол рефракции радиоволн в точке D ξ. Связь между углом рефракции $\xi(p)$, углом скольжения ϕ и функцией $\alpha(t)$ имеет вид:

$$\xi=\phi-\alpha-0{,}5(\arcsin(R\sin\theta_t/R_g)-\arcsin(p/R_g)) \qquad (3)$$

где R_g - расстояние геостационар – центр Земли. При $R_g\to\infty$ (3) переходит в известное соотношение, полученное ранее в [4]: $\xi=\phi-\alpha$.

Таким образом, измеренный по разности доплеровских частот угол α позволяет определить угол ϕ из (2) и угол $\xi(\phi)$ из (3). Точность определения углов ϕ и ξ определяется погрешностями в измерении $\Delta F(t)$ и ошибками в траекторной информации.

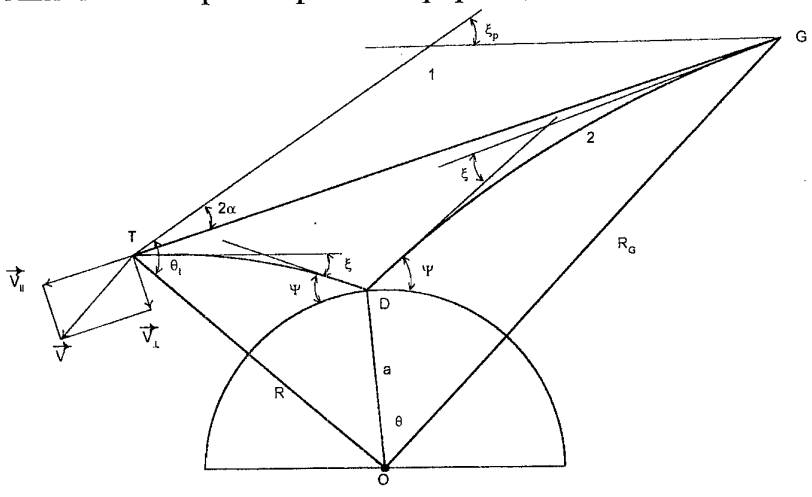


Рис.1

Имеется другой важный радиофизический параметр, описывающий воздействие атмосферы на амплитуду отраженных

радиоволн, который можно определить, зная функцию $\Delta F(t)$. Этот параметр связан с коэффициентом отражения радиоволн от поверхности Земли $\eta^2(\phi)$. По определению, коэффициент $\eta^2(\phi)$ для случая изотропных диаграмм приемной и передающей антенн равен:

$$\eta^2(\phi) = W_0 / W_p = \sigma R_{tg}^2 / 4\pi R_1^2 R_2^2 \qquad (4)$$

где W_0, W_p -соответственно плотность потока мощности отраженного и прямого сигналов у приемной антенны, σ - эффективный поперечник рассеяния радиоволн поверхностью Земли, R_{tg}, R_1, R_2 - расстояния TG, TD и DG.

Согласно теории рассеяния радиоволн поверхностью планеты, окруженной атмосферой[5], коэффициент отражения связан с рефракционным ослаблением на трассах TD X_1^2 и DG X_2^2 соотношением:

$$\eta^2(\phi) = X_1^2 X_2^2 D^2 V^2(\phi) \qquad (5)$$

где D^2 - коэффициент сферической расходимости радиоволн при отражении от поверхности планеты, $V^2(\phi)$ - коэффициент отражения плоской волны, падающей под углом скольжения ϕ к плоской границе раздела атмосфера-грунт. Коэффициент $V^2(\phi)$ зависит от диэлектрической проницаемости грунта Земли ε. В случае круговой поляризации радиоволн и однородного грунта связь $V^2(\phi)$ с углом скольжения ϕ и ε дается соотношениями:

$$\begin{aligned} &V^2(\phi) = \left(r_g + r_v\right)^2 / 4, \quad r_g = (A-1)/(A+1), \\ &r_v = (\varepsilon A - 1)/(\varepsilon A + 1), \quad A = \sin\phi / \left(\varepsilon - \cos^2\phi\right)^{1/2} \end{aligned} \qquad (6)$$

Выражения для величин X_1^2, X_2^2, D^2 были получены ранее в [5, 6] и имеют следующий вид:

$$X_1^2 = n^2(a) R_1^2 \left(R_1'\right)^{-2} \left[\cos(\phi - \xi) + q_1 \sin\xi\right]^{-1} \left[1 - \left(1 + q_1 \sin\phi\right) d\xi / d\phi\right]^{-1} \cos\phi \qquad (7)$$

$$X_2^2 = R_2^2 \left(R_2'\right)^{-2} \left[\cos(\phi - \xi) + q_2 \sin\xi\right]^{-1} \left[1 - \left(1 + q_2 \sin\phi\right) d\xi / d\phi\right]^{-1} \cos\phi \qquad (8)$$

$$\begin{aligned} D^2 = a^2 R_{tg}^2 R_1^{-2} R_2^{-2} \cdot \left\{ \frac{\left[\sin(\phi - \xi) + q_1 \cos\xi\right]}{\left[\cos(\phi - \xi) + q_1 \sin\xi\right]} + \left[\sin(\phi - \xi) + \right.\right. \\ \left.\left. q_2 \cos\xi\right] / \left[\cos(\phi - \xi) + q_2 \sin\xi\right] \right\}^{-1} \cdot \left\{ \frac{\left(1 + q_2 \sin\phi\right)}{\left[1 - \left(1 + q_1 \sin\phi\right) d\xi / d\phi\right]} + \right. \\ \left. \left(1 + q_2 \sin\phi\right) / \left[1 - \left(1 + q_2 \sin\phi\right) d\xi / d\phi\right] \right\}^{-1} tg\phi \end{aligned} \qquad (9)$$

$$q_{1,2} = n(a) a / \left(R_{1,2}'\right)^2, R_{1,2}' = \left(R_{s,g}^2 - p^2\right)^{1/2} - n(a) a * \sin(\phi), R_s = R \qquad (10)$$

Соотношения (7) - (10) связывают величины X_1^2, X_2^2, D^2 с параметрами $R_{s,g}$, a, характеризующими положение двух спутников и Земли, а также с прицельным расстоянием p, углами рефракции и скольжения ξ и ϕ. С помощью выражений (7)-(10) можно определить произведение $X_1^2 \cdot X_2^2 \cdot D^2$ как функцию угла θ и параметра p. Из рис. 1 следует, что угол θ с вершиной в точке O между прямыми TO и OG равен:

$$\theta = \pi - 2(\phi - \xi) - \arcsin(p/R) - \arcsin(p/R_g) \tag{11}$$

При постоянных значениях R, R_g и a из (11) находим:

$$\partial\theta / \partial p = n(a)a\left[\left(R^2 - p^2\right)^{1/2}\left(R_g^2 - p^2\right)^{1/2} q_1 q_2 \sin\phi\right]^{-1} * \left[2 + (q_1 + q_2)\sin\phi - 2(1 + q_1 \sin\phi)(1 + q_2 \sin\phi) d\xi / d\phi\right] \tag{12}$$

Подставляя (7)-(12) в (5), получим следующее выражение для коэффициента отражения:

$$\eta^2(\phi) = D_s^2 V^2(\phi), D_s^2 = X_1^2 X_2^2 D^2 \tag{13}$$

$$D_s^2 = pR_{tg}^2\left[\left(R^2 - p^2\right)^{1/2}\left(R_g^2 - p^2\right)^{1/2} RR_g\right]^{-1}\left[\sin\theta . \partial\theta / \partial p\right]^{-1} \tag{14}$$

$$\sigma = 4\pi R_1^2 R_2^2 D_s^2 V^2(\phi) / R_{tg}^2 \tag{15}$$

Соотношения (14), (15) связывают интегральную поверхность рассеяния поверхности планеты σ и фактор D_s^2 с "внешними" параметрами: прицельным расстоянием p, углом θ и расстояниями R, R_g, R_{tg}, R_1, R_2, в отличие от формул (7)-(12), определяющих указанные величины через "внутренние" параметры ϕ, $n(a)$, a, ξ.

С другой стороны, формула (14) совпадает с найденным в [6] соотношением для рефракционного ослабления, соответствующего лучевой траектории TG в случае, когда она проходит через атмосферу. Отличие между прямым и отраженным сигналом входит в (14) только неявным образом через зависимость $\theta(p)$. Для случая отраженного сигнала (11) в функцию $\theta(p)$ входит дополнительное слагаемое 2ϕ.

Таким образом, коэффициент сферической расходимости D_s^2 имеет физический смысл рефракционного ослабления радиоволн, возникающего как вследствие рефракции в атмосфере на трассах TD и DG, так и из-за изменения поперечного сечения лучевой трубки при отражении. Отметим, что выражение для D_s^2 может быть использовано для описания интегральной поверхности рассеяния в достаточно общем случае сферически симметричных сред, в том числе при двухпозиционной радиолокации Солнца.

Величина $\partial\theta/\partial p$ может быть выражена через функцию $\alpha(p)$, измеряемую в экспериментах двухпозиционной радиолокации. В результате для коэффициента D_s^2 можно получить:

$$D_s^2 = -pR_{tg}^2 / (RR_g \sin\theta(R_g^2 - p^2)^{1/2}\{1 + \frac{(R^2 - p^2)^{1/2}}{(R_g^2 - p^2)^{1/2}} + 2(R^2 - p^2)^{1/2} d\alpha / dp]\} \quad (16)$$

Из (16) следует:

$$d\alpha / dp = -\{1 + (R^2 - p^2)^{1/2} / (R_g^2 - p^2)^{1/2} + pR_{tg}^2 / [RR_g \sin\theta(R_g^2 - p^2)^{1/2} D_s^2]\} / [2(R_g^2 - p^2)^{1/2}], \quad (17)$$

Соотношение (16) определяет D_s^2 как функцию прицельного параметра p, а выражение (17) связывает производную $d\alpha/dp$ с измеренной функцией $D_s^2(t)$.

Ниже рассмотрим связь между фактором D_s^2 и временными вариациями частоты отраженных радиоволн при двухпозиционной радиолокации. При этом покажем также возможность определения функции D_s^2 с помощью траекторных данных и функции $\Delta F(t)$. Дифференцируя зависимость $\theta(t)$ по времени, определяем частную производную $\partial\theta/\partial p$:

$$\partial\theta/\partial p = [d\theta/dt - (dR/dt)(\partial\theta/\partial R)]/(dp/dt) \quad (18)$$

Из (2) находим dp/dt:

$$dp/dt = V_r \sin(\theta + 2\alpha + G) + V_\theta \cos(\theta + 2\alpha + G) + d(2\alpha + G)/dt \cos(\theta + 2\alpha + G). \quad (19)$$

Учитывая связь между компонентами V_θ, V_r и $V_\perp, V_{//}$:

$$V_\theta = Rdq/dt = V_\perp \cos\theta + V_{//} \sin\theta,\ V_r = dR/dt = V_{//} \cos\theta - V_\perp \sin\theta,\ \theta = p - \theta - G, \quad (20)$$

из (11), (16)-(18) получим:

$$D_s^2 = \frac{R_{tg}^2 \sin(\theta_t - 2\alpha)}{\left(R_g^2 - p^2\right)^{1/2}} \left| \left\{ 1 + \frac{Rd(2\alpha + G)}{dt \cos\theta_t} - \frac{2\alpha}{V_{//} \sin 2\alpha + V_\perp \cos 2\alpha} \right\} \right| \quad (21)$$

Выражение (21) дает возможность вычислить коэффициент сферической расходимости D_s^2 по известным параметрам траектории спутников θ, R, R_g, $V\perp$, $V_{//}$, а также по найденной из измерений разности частот функции $\alpha(t)$. Затем, используя измерения коэффициента отражения η^2, можно найти из (5) функцию $V^2(\phi)$ и определить с помощью (6) величину ε.

Полученные формулы связывают внутренние характеристики атмосферы: угол рефракции ξ и угол скольжения ϕ с внешними параметрами α и p, соответствующим покинувшим атмосферу радиоволнам. Указанные соотношения описывают в приближении сферической симметрии влияние атмосферы Земли на амплитудные и частотные характеристики отраженных радиоволн при малых углах места, если известна зависимость показателя преломления от высоты, определяющая функции $\xi(p)$, $\alpha(p)$. Для уточнения вида функций $\xi(p)$, $\alpha(p)$ рассмотрим радиофизическую модель рефракции в земной атмосфере при двухпозиционной радиолокации.

Радиофизическая модель рефракции в атмосфере Земли при двухпозиционной радиолокации.

Для описания рефракции введем функцию *u(h),* зависящую от модифицированного показателя преломления:

$$u(h) = \left[n^2(r)r^2 - n^2(a)a^2\right]^{1/2}, \qquad h=r-a, \qquad (22)$$

где *n(r), n(a)*-показатели преломления атмосферы на уровнях, находящихся на расстоянии *r* и *a* от центра Земли.

Рассмотрим также рефракционную функцию *F(u),* пропорциональную градиенту показателя преломления n'_r:

$$F(u)=-n'_u/n, \qquad n'_u=n'_r r'_u \qquad (23)$$

Высотный профиль *n(r)* может быть выражен в параметрической форме, по известной функции *F(u),* если зависимость модифицированного показателя преломления *M(r)=n(r)r/a* от высоты монотонна:

$$n(u) = n(a)\exp\int_0^u\left[-F(u)du\right], \qquad (24)$$

$$r(u) = (u^2 + n^2(a)a^2)^{1/2}\exp\left[\int_0^u F(u)du\right], \qquad (25)$$

$$r'_u(u) = r\left[\frac{u}{(u^2 + n^2(a)a^2)^{1/2}} - F(u)\right], \quad F(u) = -u\left[u^2 + n^2(a)a^2\right]^{-1}\frac{n'_r}{nr^{-1} + n'_r} \qquad (26)$$

В отличие от функции *n(r)* связь между функциями *F(u)* и углом рефракции радиоволн *ξ(p)* описывается линейным интегральным уравнением:

$$\xi(p) = p\int_0^\infty F(u)du(u^2 + s^2)^{-1/2}; s^2 = n^2(a)a^2 - p^2, \qquad (27)$$

где *p*-прицельный параметр, соответствующий центру отражающей области.

Если зависимость *n(r)r* от *r* немонотонна, то, разбив высотный профиль *n(r)r* на участки, где знак производной M'_r сохраняется, можно для каждого из них осуществить замены (22), (23). В этом случае входящая в (24) функция *F(u)* будет кусочно-непрерывной, поскольку происходит наложение влияния отдельных участков высотного профиля *M(r).*

Для стандартной зависимости показателя преломления от высоты[7]:

$$n(r)=1+N\exp(-\beta_t(r-a)) \qquad (28)$$

вид функции *F(u)* показан на рис. 2 при β_t=0.125 км, *a*=6400 км. По горизонтальной оси на рис.2 отложены значения u в км, по вертикальным осям величина $F(u)\cdot 10^6$ и *H*-высота в атмосфере Земли. Кривые 1,2,3 описывают зависимость *F(u)* при N_0=320; 300; 280. Кривая 4 показывает связь между высотой *H=r-a* в атмосфере Земли и параметром *u.* Согласно рис. 2, функция *F(u)* обращается в нуль при *u*=0, затем линейно растет, достигая максимума при *u*=202 км, что

соответствует величине H=2,5 км, и убывает практически до нуля при u порядка 600-800км. На рис. 3 показана зависимость $F(u)$ от градиента показателя преломления β_t. По вертикальной оси на рис. 3 отложены значения $F(u)\cdot 10^6$, по горизонтальной оси - величина u в км. Кривые 1, 2, 3 соответствуют значениям β_t=0,1465; 0,1265; 0,1065. Согласно рис. 3, увеличение градиента β_t изменяет как величину функции $F(u)$, так и ее форму, смещая положение максимума в сторону меньших высот H.

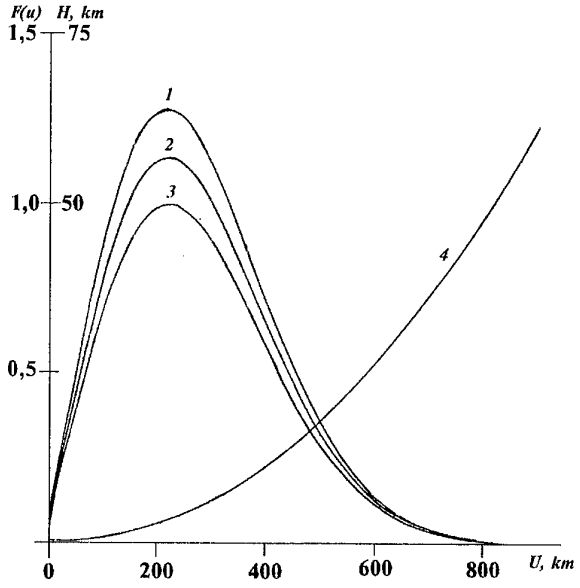


Рис. 2.

Зависимость рефракционной функции F(U) от параметра U для стандартного профиля показателя преломления в атмосфере Земли: $n(h)=1,0+N_o exp(-\beta_t h)$ при N_o=320; 300; 280 и β_t=0,125 км$^{-1}$ (кривые 1, 2, 3). Связь параметра U с высотой H иллюстрируется кривой 4.

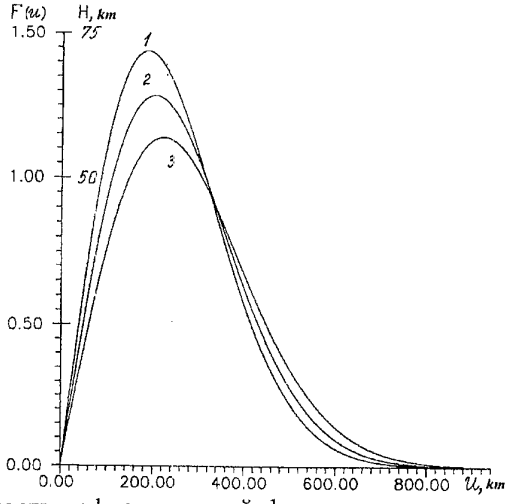


Рис. 3. Зависимость рефракционной функции от параметра β_t. Кривые 1, 2, 3 соответствуют значениям β_t=0,145; 0,125; 0,105 км$^{-1}$

Результаты численных расчетов $F(u)$ и соотношение (27) дают возможность проанализировать зависимости $\xi(p)$ и $d\xi(p)/dp$. Как отмечалось выше, величина $d\xi/dp$ определяет величину рефракционного ослабления при малых углах места. Согласно (28) при $s>u$, где u_m - значение u, соответствующее верхней границе атмосферы, u_m~700 км, H~45 км, находим:

$$\xi(p) \approx ps^{-1} \int_0^{\infty} F(u)du = ps^{-1} \ln(n(a)), \sin\phi \text{ f } u_m / n(a)a \qquad (29)$$

Это приближение соответствует известной теореме Лапласа, описывающей рефракцию при больших углах места, $\phi>5$. При меньших значениях s для зависимости $\xi(p)$ становится важной форма функции $F(u)$, которая определяет амплитудные и частотные характеристики отраженных радиоволн вблизи зоны радиотени. Для величины $d\xi/dp$ из (27) находим:

$$\frac{d\xi}{dp} = p^2 s^{-1} \left[\frac{F(u)}{u}\right]_{u=0} + \frac{\xi(p)}{p} + p^2 \int_0^{\infty} \frac{d[F(u)/u]}{du\left(u^2+s^2\right)^{-1/2}} du \qquad (30)$$

$$\left[F(u)/u\right]_{u=0} = \left(n(a)a\right)^{-2} n_r' / \left(nr^{-1} + n_r'\right)_{r=0} \qquad (31)$$

Согласно (30), (31) при малых углах скольжения величина $d\xi/dp$ зависит главным образом от первого слагаемого в правой части (30), значение которого пропорционально отношению градиента показателя преломления к градиенту модифицированного показателя преломления в приземном слое атмосферы.

Существенным фактором, влияющим на амплитуду радиоволн при малых углах места, является поглощение в атмосфере. Для величины интегрального поглощения отраженных радиоволн Γ при прохождении в атмосфере можно получить выражение:

$$\tilde{A} = 2\int_0^{\infty} du\left(u^2 + n^2(a)a^2\right)^{1/2}\left(u^2 + s^2\right)^{-1/2}\left[\frac{u}{\left(u^2+n^2(a)a^2\right)} - F(u)\right] r(u)\gamma_p(u) \qquad (32)$$

где $\gamma_p(u)$ - коэффициент поглощения радиоволн в атмосфере.

Соотношения (28)-(32) были использованы при численных расчетах коэффициента сферической расходимости при малых углах скольжения.

Результаты измерений параметров подстилающей поверхности и атмосферы

Сопоставим полученные результаты с экспериментальными данными одного из сеансов двухпозиционной радиолокации Земли. Сеанс проводился непосредственно перед заходом и во время захода орбитальной станции "*Мир*" в зону радиотени Земли на длине волны λ=32 см. Прием отраженных радиоволн осуществлялся на спутнике-геостационаре. Отраженные радиоволны и прямой сигнал в аналоговой форме ретранслировались с геостационара на наземный приемный пункт. После регистрации на аналоговую магнитную ленту

проводилась перезапись сигналов в цифровую форму и обработка с использованием данных о траектории станции "*Мир*". Находились форма и мощность доплеровского спектра отраженного сигнала, а также его положение относительно прямого сигнала, определяемое разностью частот *ΔF(t)*. Из измерений мощности отраженного *W0* и прямого сигналов *Wp* находился коэффициент отражения $\eta^2(t)$. Из траекторных данных и радиофизической модели рефракции в атмосфере Земли вычислялись положение точки зеркального отражения *D* при наличии и отсутствии атмосферы, а также соответствующие коэффициенты отражения $\eta_1^2(t)$ и $\eta_2^2(t)$. На рис. 4 показаны результаты измерений коэффициента отражения $\eta^2(t)$, которые сопоставлены с данными теоретических расчетов. По вертикальной оси на рис. 4 отложены экспериментальные значения коэффициента отражения, по горизонтальной оси - время от начала сеанса в секундах. Кривая 6 на рис. 4 является экспериментальной, кривые 1-3 описывают результаты численных расчетов коэффициента отражения при наличии атмосферы. Кривая 5 аппроксимирует экспериментальную кривую 6 на участке до захода. Кривая 4 описывает зависимость коэффициента отражения от времени в случае отсутствия атмосферы. Кривые 1; 2; 3,4 рассчитывались соответственно для следующих значений проводимости морской воды σ=2,7; 4,0; 7,0 мо/м. Значение действительной части диэлектрической проницаемости было принято в соответствии с [8] равным 79.

Кривые 1-3 построены при N_0=320 β_t =0,1265 км. Указанные значения N_0 и β_t согласуются со стандартным профилем показателя преломления в атмосфере Земли[7]. Момент вхождения в радиотень соответствует на рис. 4 пересечению кривой 4 с горизонтальной осью. Экспериментальные значения коэффициента отражения достигают максимальных величин в зоне радиотени, испытывая существенные вариации. Вне указанной зоны средний уровень измеренного в эксперименте коэффициента отражения h (t) согласуется с кривой 5. Из сравнения кривой 5 с кривыми 1-3 можно оценить величину интегрального поглощения атмосферы в районе измерений $\Gamma \cong 4{,}8 \pm 1{,}2$ дБ. При длине пути радиоволн в атмосфере Земли, равном 500 км, это соответствует среднему значению коэффициента поглощения $\gamma k \sim 0{,}0096+0{,}0024$ дБ/км. Эта величина хорошо согласуется с результатами измерений поглощения в атмосферном кислороде, проведенных радиозатменным методом, а также с теоретическими и экспериментальными данными, описанными в [1]. Заметные вариации $\eta^2(t)$ вне зоны радиотени могут быть вызваны как аппаратурными причинами, так и влиянием неоднородности морской поверхности (неравномерным распределением шероховатости, изменениями проводимости) и нижних слоев атмосферы Земли.

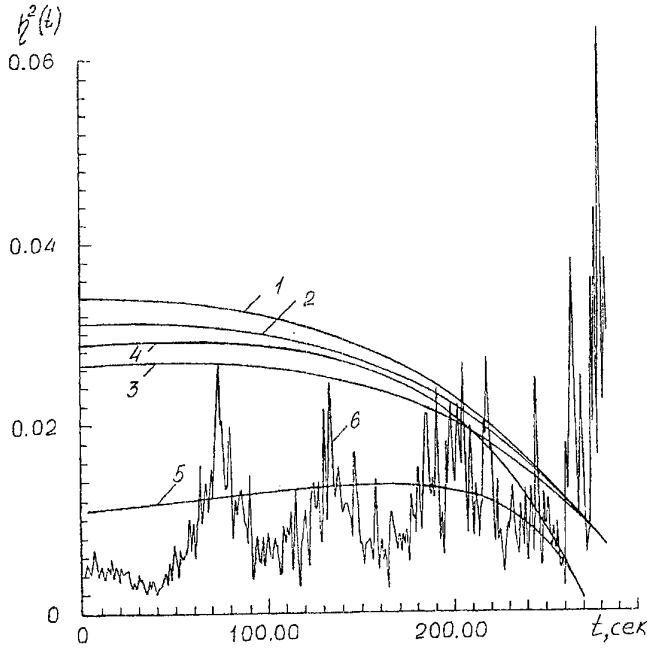


Рис 4. Сопоставление теоретических расчетов с экспериментальной зависимостью коэффициента отражения η^2 от времени

Таким образом, описанная радиофизическая модель удовлетворительно согласуется с экспериментальными данными, полученными вблизи зоны радиотени. Заметные отклонения от указанной модели, наблюдавшиеся в эксперименте в зоне радиотени, могут быть связаны с эффектами волноводного распространения, неоднородностью атмосферы, и другими аномалиями.

Заключение

Проведенный анализ подтверждает принципиальную реализуемость радиоголографического метода радиолокации. Включение радиоголографических средств в перспективную международную космическую систему дистанционного зондирования позволит решить целый ряд социально-экономических задач:

- глобальный всепогодный экологический мониторинг поверхности Земли и океанов, систематическое измерение двухпозиционных характеристик отражения радиоволн, определение их региональных, сезонных, годовых вариаций, а также их частотной зависимости;
- получение радиоизображений избранных районов Земли для уточнения и развития методов всепогодного контроля экологического состояния поверхности;
- глобальный мониторинг атмосферы Земли, включая

озоносферу;

- изучение пространственно-временной изменчивости атмосферы и ее сезонных вариаций;
- выявление признаков экологически значимых изменений состояния атмосферы.
- изучение влияния на атмосферу вулканических извержений и интенсивных антропогенных воздействий;
- систематическое измерение параметров аномальных образований в атмосфере (циклоны, тайфуны, пыльные бури и т.п.) при прохождении радиоволн под малыми углами скольжения через атмосферу вблизи зоны радиотени.

Литература

1. Яковлев О.И. Распространение радиоволн в космосе. М.: Наука,1985.
2. Kliore A.J. In: Space Research - IX. Amsterdam: Pergamon Press, 1969, p.590.
3. Шутко А.М., Кутуза Б.Г., Яковлев О.И. и др. Итоги науки и техники, Радиотехника. - М.: ВИНИТИ, 1978, т.16.
4. Калашников И.Э., Яковлев О.И. //Труды V Всесоюзного совещания по радиометеорологии.
5. Калашников И.Э, Матюгов С.С., Яковлев О.И. Влияние ионосферы на параметры сигнала при радиопросвечивании Земли. АН СССР, РЭ, т.31, №1, 1986, с.56.
6. Медовиков А.С., Хачева Г.Ю. Метод определения ионосферных поправок при измерениях дальности, доплеровского сдвига частоты и угла рефракции. АН СССР, РЭ, т.36, №1, 1991, с.199.
7. Яковлев О.И., Гришмановский В.А., Елисеев С.Д., Кучерявенков А.И. Матюгов С.С. Радиопросвечивание атмосферы Земли с помощью двух спутников. ДАН СССР, 1990, т.315, №1, с.101.
8. Околоземное космическое пространство. Справочные данные.// Под ред. Джонсона Ф.С./ Пер. с англ. - М.: Мир, 1966.

Development of radioholographic researches of terrestrial surface using two satellite bistatic scheme

A.Volkov, A.Zaharov, A.Kucherjavenkov, S.Krutykh,A.Pavelyev, O.Yakovlev
Institute of Radio engineering and Electronics of RAS
141120 Fryazino, Moscow region, Vvedenskogo sq.,1
Fax: (095) 702 9572, e-mail agp117@ire216.msk.su

Abstract

The first experiments on bistatic radiolocation of the Earth[2] were carried out by virtue of techniques developed earlier at probing of the Moon and Venus. For the case of an Earth surface probing this technique should be refined and modified with taking into account both much greater variety of the Earth natural coverages, and special features of radio waves propagation in the Earth atmosphere in case of small elevation angles. These conditions sharply differ from the existing ones in the Venus atmosphere, where always there is a level of a critical refraction, and refraction effects are expressed in their maximum degree. In the Earth atmosphere under average conditions there is no critical refraction that allows to trace a reflected signal up to a radioshadow zone and to observe an interference of the reflected signal with a direct one. Results of an analysis of a reflected signal propagation close to a radioshadow zone show that a proper radiophysical model is required to describe relations between the amplitude, frequency, phase and spectrum of a reflected signal and radiophysical parameters of an earth surface, and also the vertical profile of an index of refraction and absorption.

Analysis of the Earth atmosphere influence on the measurements of terrestrial surface parameters

The scheme of the Earth surface bistatic radiolocation is shown in fig. 1. The LEO and GEO satellites positions are shown with points *T* and *G*, point *O* indicates the Earth centre, point *D* is a point of echo reflection from the spherical planet surface. Radial paths ***1*** and ***2*** correspond to the paths of propagation of direct and reflected radio waves. When satellite *T* enters a radioshadow zone, paths ***1*** and ***2*** bend due to the influence of refraction in the ionosphere and troposphere. The Doppler frequencies of a direct and reflected radio waves do not coincide, because of a difference in angles between the tangents to rays ***1*** and ***2*** at point *T* and of a LEO satellite velocity at point *V*. The difference in frequencies $\Delta F(t)$ between a direct signal and reflected one is related to the value of angle 2α between the tangents to radial paths ***1*** and ***2*** at point *T* (fig. 1) as follows:

$$\alpha = arctg\left\{\lambda\Delta F / \left[V_{\perp} + \left(V_{\perp}^{2} + 2\lambda\Delta F V_{//} - \lambda^{2}(\Delta F)^{2}\right)^{1/2}\right]\right\}, \qquad (1)$$

where λ - length of radio waves, $V\perp$, $V//$ - components of ***V***, a satellite velocity, parallel to plane *TGO*. Component $V\perp$ is perpendicular, and component $V//$ is parallel to *TG*. From eq. (1) follows that from the $\Delta F(t)$ relation one can derive the function $\alpha(t)$. In fig. 1 glancing angle ϕ of radio waves at point D and refraction angle ξ are also shown. In case of a spherical symmetrical atmosphere the Snell's law of refraction is valid:

$$p=n(a)a\cos\phi=R\sin(\theta_t-2\alpha), \qquad (2)$$

where θ_t - an angle (with its top at point *T)* between the tangent to radial path ***I*** and direction *TO*, *R*- a satellite-centre of the Earth distance, *p* - an aim parameter corresponding to the centre of the reflecting area at point *D*, *n(a)* - an index of the atmosphere refraction, *a*- the Earth radius at point D.

As shown[3], in case the accuracy of the trajectory data of a LEO satellite position is rather high, and also the value of parameter *n(a)a* is known, there is a principle capability to determine the glancing angle ϕ from eq.(2). The relation between the angle of refraction $\xi(p)$, glancing angle ϕ and function $\alpha(t)$ is as follows:

$$\xi=\phi-\alpha-0{,}5(arcsin(R\sin\theta_t/R_g)-arcsin(p/R_g)), \qquad (3)$$

where R_g - GEO satellite-centre of the Earth distance. If $R_g\to\infty$, equation(3) transforms in to the known ratio derived earlier[4]: $\xi=\phi-\alpha$.

Thus, the angle α, measured on the difference of Doppler frequencies, makes it possible to determine the angle ϕ from eq.(2) and angle $\xi(\phi)$ from eq.(3). The accuracy of determination of angles ϕ and ξ is depends on errors in measurement of $\Delta F(t)$ and errors in the trajectory information.

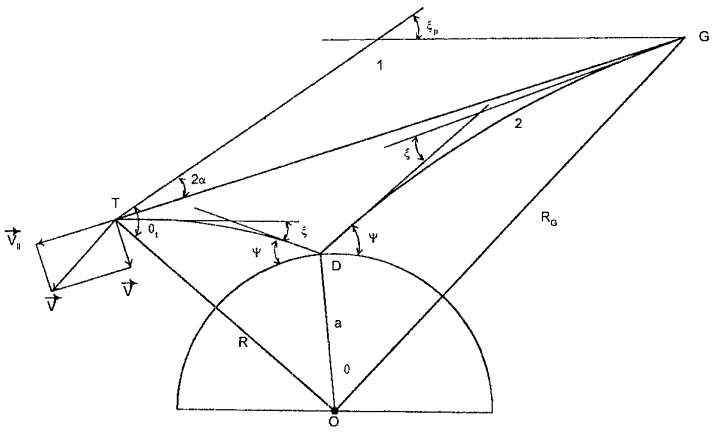


Fig. 1

There is another important radiophysical parameter describing the effect of atmosphere influence on a reflected radio wave amplitude, which can be determined if function $\Delta F(t)$ is known. This parameter is related to a factor of radio waves reflection from the Earth surface $\eta^2(\phi)$.In case receiving and transmitting antennas have isotropic patterns the factor $\eta^2(\phi)$is determined as:

$$\eta^2(\phi)=W_0/W_p=\sigma R_{tg}^2/4\pi R_1^2R_2^2, \qquad (4)$$

where W_0, W_p - power flux densities of reflected and direct signals of the receiving antenna respectively, σ - an effective diameter of the cross-section of radio waves scattering by the Earth surface, R_{tg}, R_1, R_2 - distance *TG*, *TD* and *DG* respectively.

According to the theory of radio waves scattering by a surface of a planet surrounded with an atmosphere[5], the reflection factor has the relation with a refraction attenuation on lines *TD* X_1^2 and *DG* X_2^2 as follows:

$$\eta^2(\phi)=X_1^2X_2^2D^2V^2(\phi) \qquad (5)$$

where D^2- a factor of a spherical divergence of radio waves at reflection from a planet surface, $V^2(\phi)$ - a reflection factor of a plane wave incident under a glancing angle ϕ to the atmosphere–ground interface plane. The factor $V^2(\phi)$ depends on the capacitivity ε of the Earth ground. In case of circle polarization of radio waves and homogeneous ground the relation between $V^2(\phi)$ and a glancing angle ϕ and capacitivity ε is as follows:

$$V^2(\phi) = \left(r_g + r_v\right)^2 / 4, \quad r_g = (A-1)/(A+1),$$
$$r_v = (\varepsilon A - 1)/(\varepsilon A + 1), \quad A = \sin\phi / \left(\varepsilon - \cos^2\phi\right)^{1/2} \tag{6}$$

The expressions for X_1^2, X_2^2, D^2 are [5, 6]:

$$X_1^2 = n^2(a)R_1^2\left(R_1'\right)^{-2}\left[\cos(\phi-\xi) + q_1\sin\xi\right]^{-1}\left[1-\left(1+q_1\sin\phi\right)d\xi/d\phi\right]^{-1}\cos\phi \tag{7}$$

$$X_2^2 = R_2^2\left(R_2'\right)^{-2}\left[\cos(\phi-\xi) + q_2\sin\xi\right]^{-1}\left[1-\left(1+q_2\sin\phi\right)d\xi/d\phi\right]^{-1}\cos\phi \tag{8}$$

$$D^2 = a^2R_{tg}^2R_1^{-2}R_2^{-2}\cdot\left\{\frac{\left[\sin(\phi-\xi)+q_1\cos\xi\right]}{\left[\cos(\phi-\xi)+q_1\sin\xi\right]} + \left[\sin(\phi-\xi) + q_2\cos\xi\right]/\left[\cos(\phi-\xi)+q_2\sin\xi\right]\right\}^{-1}\cdot\left\{\frac{\left(1+q_2\sin\phi\right)}{\left[1-\left(1+q_1\sin\phi\right)d\xi/d\phi\right]} + \left(1+q_2\sin\phi\right)/\left[1-\left(1+q_2\sin\phi\right)d\xi/d\phi\right]\right\}^{-1} tg\phi \tag{9}$$

$$q_{1,2} = n(a)a/\left(R_{1,2}'\right)^2, R_{1,2}' = \left(R_{s,g}^2 - p^2\right)^{1/2} - n(a)a*\sin(\phi), R_s = R \tag{10}$$

The eqs.(7) - (10) relate the values of X_1^2, X_2^2, D^2 with the parameters $R_{s,g}$, a, describing the position of two satellites and the Earth, and also with the aim distance p, angles of refraction and glancing ξ and ϕ. From expressions (7) - (10) the product $X_1^2 \cdot X_2^2 \cdot D^2$ can be derived as a function of a angle θ and parameter p. From fig. 1 the angle θ with its top at point O between the straight lines TO and OG is:

$$\theta = \pi - 2(\phi - \xi) - \arcsin(p/R) - \arcsin(p/Rg) \tag{11}$$

If the values R, R_g and a are constant, it follows from (11):

$$\partial\theta/\partial p = n(a)a\left[\left(R^2-p^2\right)^{1/2}\left(R_g^2-p^2\right)^{1/2}q_1q_2\sin\phi\right]^{-1} * \left[2+\left(q_1+q_2\right)\sin\phi - 2\left(1+q_1\sin\phi\right)\left(1+q_2\sin\phi\right)d\xi/d\phi\right] \tag{12}$$

Substituting eq.(7) - (12) in eq.(5), one can derive the following expression for the factor of reflection:

$$\eta^2(\phi) = D_s^2V^2(\phi), D_s^2 = X_1^2X_2^2D^2 \tag{13}$$

$$D_s^2 = pR_{tg}^2\left[\left(R^2-p^2\right)^{1/2}\left(R_g^2-p^2\right)^{1/2}RR_g\right]^{-1}\left[\sin\theta.\partial\theta/\partial p\right]^{-1} \tag{14}$$

$$\sigma = 4\pi R_1^2R_2^2D_s^2V^2(\phi)/R_{tg}^2 \tag{15}$$

The expressions (14), (15) relate the effective diameter σ and factor D_s^2 with "external" parameters: aim distance p, angle θ and distances R, R_g, R_{tg}, R_1, R_2, while the formulas (7) - (12) determine the said variables through "internal" parameters ϕ, $n(a)$, a, ξ.

On the other hand, eq.(14) coincides with the ratio found in [6] for refraction attenuation valid for the radial path TG in case when the latter passes through the Earth atmosphere. The difference between a direct and reflected signal is included in eq.(14) through

relation $\theta(p)$. In case of a reflected signal (11) function $\theta(p)$ includes the additional addend 2ϕ.

Thus, the physical meaning of the factor of a spherical divergence D_s^2 is refraction attenuation of radio waves due to the refraction in the atmosphere along the lines *TD* and *DG*, and also due to some change of the cross-section of a scattering beam tube at reflection. Let us notice, that the expression for D_s^2 can be used to describe the effective cross-section diameter of an integral scattering surface in the rather common case of spherically symmetrical environments, including the case of bistatic radiolocation of the Sun.

The value of $\partial\theta/\partial p$ can be expressed through the function $\alpha(p)$, measured during bistatic radiolocation. As a result the factor D_s^2 is as follows:

$$D_s^2 = -pR_{tg}^2 / (RR_g \sin\theta(R_g^2 - p^2)^{1/2}\{1 + \frac{(R^2 - p^2)^{1/2}}{(R_g^2 - p^2)^{1/2}} + 2(R^2 - p^2)^{1/2} d\alpha / dp]\} \quad (16)$$

From eq.(16) it follows:

$$d\alpha / dp = -\{1 + (R^2 - p^2)^{1/2} / (R_g^2 - p^2)^{1/2} + pR_{tg}^2 / [RR_g \sin\theta(R_g^2 - p^2)^{1/2} D_s^2]\} / [2(R_g^2 - p^2)^{1/2}], \quad (17)$$

Expression (16) determines D_s^2 as a function of aim parameter p, and expression (17) relates a derivative $d\alpha/dp$ with the measured function $D_s^2(t)$.

Relations between the factor D_s^2 and temporary variations of frequency of reflected radio waves at bistatic radiolocation are studied below. As it is also shown below the function D_s^2 can be determined via trajectory data and function $\Delta F(t)$. After differentiation $\theta(t)$ with respect to time the partial derivative $\partial\theta/\partial p$ is as:

$$\partial\theta/\partial p = [d\theta/dt - (dR/dt)(\partial\theta/\partial R)]/(dp/dt) \quad (18)$$

From eq.(2) the expression for dp/dt is as follows:

$$dp/dt = V_r \sin(\theta + 2\alpha + G) + V_\theta \cos(\theta + 2\alpha + G) + d(2\alpha + G)/dt \cos(\theta + 2\alpha + G). \quad (19)$$

Taking into account the relation between components V_θ, V_r and $V_\perp, V_{//}$:

$$V_\theta = Rdq/dt = V_\perp \cos\theta + V_{//} \sin\theta,\ V_r = dR/dt = V_{//} \cos\theta - V_\perp \sin\theta,\ \theta = p - \theta - G, \quad (20)$$

from eq.(11), (16) - (18) it follows:

$$D_s^2 = \frac{R_{tg}^2 \sin(\theta_t - 2\alpha)}{\left(R_g^2 - p^2\right)^{1/2}} \left| \left\{ 1 + \frac{Rd(2\alpha + G)}{dt \cos\theta_t} - \frac{2\alpha}{V_{//} \sin 2\alpha + V_\perp \cos 2\alpha} \right\} \right| \quad (21)$$

Expression (21) enables to calculate the factor of a spherical divergence D_s^2 with known trajectory parameters of satellites θ, R, R_g, $V\perp$, $V_{//}$, and also with the difference, found from measurements of frequencies of the function $\alpha(t)$. Then, using measurements of the coefficient of reflection η^2, it is possible to find from eq.(5) function $V^2(\phi)$ and to determine with eq.(6) the value of ε.

The derived formulas relates the internal characteristics of atmosphere: the angle of refraction ξ and glancing angle ϕ with external parameters α and p, corresponding to the radio waves, left the atmosphere. The considered relations are the amplitude and frequency characteristics of reflected radio waves under conditions of a spherical symmetry of the Earth atmosphere, small elevation angle and known the index of refraction-to-the altitude ratio which in turn determines functions $\xi(p)$ and $\alpha(p)$. Let us consider a radiophysical model of refraction in the Earth atmosphere at bistatic radiolocation to define more exactly functions $\xi(p)$ and $\alpha(p)$.

A radiophysical model of the Earth atmosphere refraction at bistatic radiolocation.

Let there is given a function $u(h)$, dependent on a modified index of refraction:

$$u(h) = \left[n^2(r)r^2 - n^2(a)a^2\right]^{1/2}, \qquad h=r-a, \tag{22}$$

where $n(r)$ - the index of atmosphere refraction at the levels located at distances r and a from the centre of the Earth.

Let there is also given a refraction function $F(u)$, proportional to the gradient of the index of refraction n_r':

$$F(u)=-n'_u/n, \qquad n'_u=n'_r r'_u \tag{23}$$

If the modified index of refraction $M(r)=n(r)r/a$ depends on the altitude monotonously, the vertical profile of the refraction index $n(r)$ can be expressed in a parametric form with the known function $F(u)$:

$$n(u) = n(a)\exp\int_0^u\left[-F(u)du\right], \tag{24}$$

$$r(u) = (u^2 + n^2(a)a^2)^{1/2}\exp\left[\int_0^u F(u)du\right], \tag{25}$$

$$r'_u(u) = r\left[\frac{u}{(u^2 + n^2(a)a^2)^{1/2}} - F(u)\right], \quad F(u) = -u\left[u^2 + n^2(a)a^2\right]^{-1}\frac{n'_r}{nr^{-1} + n'_r} \tag{26}$$

Unlike the function $n(r)$, the function $F(u)$–the angle of refraction $\xi(p)$ relationship has a form of a linear integral equation:

$$\xi(p) = p\int_0^\infty F(u)du(u^2 + s^2)^{-1/2}; s^2 = n^2(a)a^2 - p^2, \tag{27}$$

where p - the aim parameter, corresponding to the centre of a reflecting area.

In case the function $n(r)r$ is not monotonous, then by dividing the vertical profile $n(r)r$ into segments, in which the derivative M'_r maintains its sign, one can perform replacements with eq.(22), (23) for each of the segments. In this case function $F(u)$ included in eq.(24) is sectionally continuous, as a superposition of influence of the segments of the vertical profile $M(r)$ takes place.

For the case of a standard dependence of the refraction index on the altitude[7]:

$$n(r)=1+N\exp(-\beta_t(r-a)) \tag{28}$$

the function $F(u)$ is shown in figure 2 at β_t=0.125 km, a=6400 km. Curves ***1,2,3*** show the relation $F(u)$ at N_o = 320; 300; 280, respectively. The relation between the altitude

above the Earth surface $H=r-a$ and the parameter u is illustrated by curve ***4***. The function $F(u)$ (figure 2) goes down to zero at $u=0$, then grows steadily, achieving its maximum at $u=202$ km that corresponds to the value $H=2,5$ km, and decreases practically down to zero at u of about 600-800 km. The relation $F(u)$ to the gradient of the index of refraction β_t is shown in figure 3. Curves ***1***, ***2***, ***3*** correspond to values $\beta_t=0,1465$; 0,1265; 0,1065, respectively. An increase of the gradient β_t changes both the value of function $F(u)$ and its shape, the maximum of $F(u)$ shifts to the smaller values of H (see fig. 3).

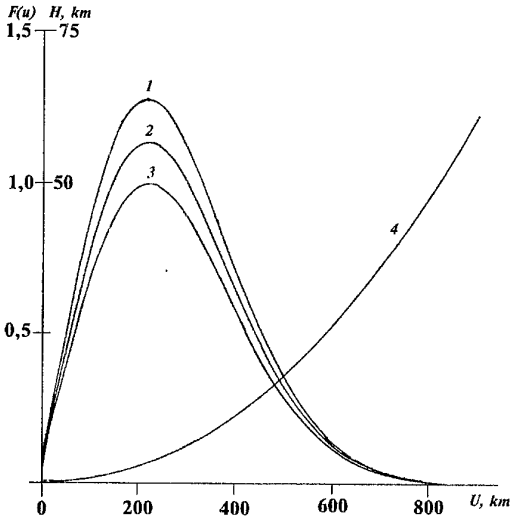


Fig. 2

The refraction function $F(u)$–parameter u dependence for a standard profile of the index of refraction in the Earth atmosphere: $n(h)=1,0+N_o exp(-\beta_t h)$ at $N_o=320$; 300; 280 and $\beta_t=0,125$ km^{-1} (curves ***1***, ***2***, ***3***). Parameter U – altitude H dependence (curve ***4***).

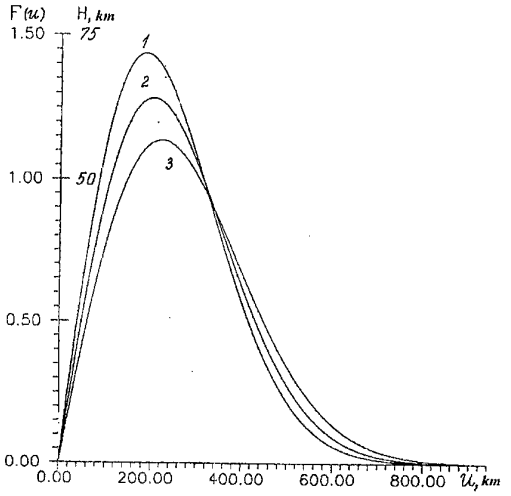


Fig. 3.

Function of refraction $F(u)$–parameter β_t dependence. The curves ***1***, ***2***, ***3*** correspond to the values of $\beta_t=0,145$; 0,125; 0,105 km^{-1}, respectively.

With the results of numerical solution of $F(u)$ and relation (27) it is possible to determine dependences $\xi(p)$ and $d\xi(p)/dp$. As it was noticed above, the value of $d\xi/dp$ determines the value of refraction atennuation for the case of small elevation angles. From eq.(28) in case of $s>u$, where u_m - the valie of u corresponding to the upper boundary of the atmosphere, $u_m \sim 700$ km, $H \sim 45$ km, one can get:

$$\xi(p) \approx ps^{-1} \int_0^{\infty} F(u)du = ps^{-1} \ln(n(a)), \sin\phi \text{ f } u_m / n(a)a \tag{29}$$

This approximation corresponds to the known Laplace theorem, describing refraction in case of large elevation angles, $\phi>5$. The function $F(u)$ determines amplitude and frequency characteristics of reflected radiowaves close to a radioshadow zone. In case of small values s the function $\xi(p)$ depends on the function $F(u)$. From eq.(27) one can get:

$$\frac{d\xi}{dp} = p^2 s^{-1} \left[\frac{F(u)}{u}\right]_{u=0} + \frac{\xi(p)}{p} + p^2 \int_0^{\infty} \frac{d[F(u)/u]}{du\left(u^2+s^2\right)^{-1/2}} du \tag{30}$$

$$[F(u)/u]_{u=0} = \left(n(a)a\right)^{-2} n_r' / \left(nr^{-1} + n_r'\right)_{r=0} \tag{31}$$

From eq.(30), (31) for the case of small glancing angles the value $d\xi/dp$ depends mainly on the first member in the right-hand part of eq.(30), the value of which is proportional to the relation of a refraction index gradient to a modified refraction index gradient in the bottom atmospheric layer.

The absorption in atmosphere is an essential factor influencing the amplitude of a radiowaves in case of small elevation angles. The integrated absorption $\tilde{A}$ of reflected radiowaves, passing the atmosphere, it can be derived:

$$\tilde{A} = 2\int_0^{\infty} du\left(u^2 + n^2(a)a^2\right)^{1/2}\left(u^2+s^2\right)^{-1/2}\left[\frac{u}{\left(u^2+n^2(a)a^2\right)} - F(u)\right] r(u)\gamma_p(u) \tag{32}$$

where $\gamma_p(u)$ - coefficient of radiowave absorption in the atmosphere.

Eqs. (28) - (32) were used in the numerical calculations of the factor of a spherical divergence in case of small glancing angles.

Results of measurements of a terrestrial surface and atmosphere parameters

Let us compare theoretical results with the experimental data of a session of bistatic radiolocation of the Earth. The reception session was carried out just before and during the "MIR" station entering a radioshadow zone of the Earth. The reflected radiowaves were received by a GEO satellite, on the wavelength λ= 32 cm. The reflected and direct signals in an analog form were relayed by a GEO satellite to a ground reception post. After registration of signals on an analog magnetic tape the duplication of signals in a digital form and processing with use of the trajectory data "MIR" station were made. The form and density of the Doppler spectrum of a reflected signal, and also its a position towards a direct signal, depending on the difference of frequencies $\Delta F(t)$, were found then. The reflection coefficient $\eta^2(t)$ was calculated from measurements of the power reflected W_0 and direct W_p signals. Position of point D of an echo reflection the cases of atmosphere and no-atmosphere conditions and also the reflection coefficients $\eta_1^2(t)$ and $\eta_2^2(t)$ were calculated from the trajectory data and radiophysical model of refraction in the Earth atmosphere. The results of

measurements of the reflection coefficient $\eta^2(t)$, were compared to theoretical estimations and are shown in fig. 4. In fig. 4 is the axes of experimental data of a reflection coefficient, the X–axes is for the time from the beginning of a session in seconds. Curve ***6*** is experimental, curves ***1-3*** illustrate the results of numerical calculations of the reflection coefficient for the case of atmosphere conditions. Curve ***5*** approximates experimental curve ***6*** for the period before entering the shadow. Curve ***4*** illustrates dependence of the reflection coefficient on time in case of no-atmosphere conditions. Curves ***1***, ***2***, ***3***, ***4*** were computed for the following values of ocean water conductivity σ= 2,7; 4,0; 7,0 mo/m respectively. The value of the real part of a capacitivity was accepted to equal 79 in correspondence with [8]. Curves ***1-3*** shoe the case of N_0 = 320 and β_t = 0,1265 km. The said values of N_0 and β_t coincide with the standard refraction index profile in the Earth atmosphere[7].

The moment of entry in radioshadow corresponds to the crossing of intersection curve ***4*** with the X-axes. Experimental values of the reflection coefficient achieve their maximum amplitudes in the zone of radioshadow, having essential variations. Outside the indicated zone the average level of the reflection coefficient $h(t)$, measured in experiment, coincides with curve ***5***. From a comparison of curve ***5*** with curves ***1-3*** it is possible to estimate the integrated absorption of the atmosphere within the range of measurements $\tilde{A}$≅4,8±1,2 dB. For the length of a radiowave path in the Earth atmosphere of 500 km, it corresponds to the average value of the absorption coefficient γ_k~0,0096 + 0,0024 dB/km. This value coincides will with the results of measurements of the absorption in atmospheric oxygen conducted under a radio occultation technique, and also with the theoretical and experimental data submitted in [1]. Visible variations of $\eta^2(t)$ outside the radioshadow zone can be caused by influence of both instruments, and a heterogeneity of an ocean surface (irregular distribution of a undulation, variations of conductivity) and lower atmosphere of the Earth.

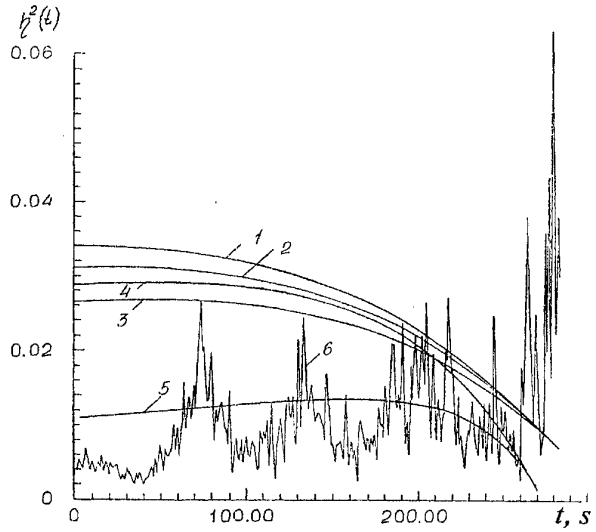


Fig. 4.

Comparison of theoretical computation to experimental dependence of a reflection coefficient η^2 from time

Thus, the submitted radiophysical model coincide satisfactorily with the experimental data obtained close to a zone of radioshadow. The sensible deviations from the described model,

occured in the experiment in the zone of radioshadow, can be caused by effects of atmosphere waveguide, heterogeneity of atmosphere, and other anomalies.

Conclusion

Results of the carried out analysis confirm the feasibility of a radioholographic method application in radiolocation. Radioholographic devices being included in a perspective international space system of the Earth remote sensing will allow to solve a lot of social and ecological problems:

- global all-weather ecological monitoring of the land and ocean surfaces via systematic measurement of bistatic reflection characteristics of radio waves, determination of their regional, seasonal, annual variations, and also their frequency dependencies;
- refinement and development of techniques for the all-weather monitoring of a surface ecology by means of radioimagery of selected regions of the Earth;
- global monitoring of the Earth atmosphere, including ozonosphere;
- observation of spatial and temporal behavior of the atmosphere and its seasonal variations;
- selection of symptoms of the changes in the atmosphere condition which are important for ecology;
- study of volcanic and man activity influence upon the atmosphere;
- systematic monitoring of anomalous formations in the atmosphere (cyclones, typhoons, dusty, storms and etc.) by measurement of parameters of the radio waves, passing through the atmosphere under small glancing angles close to a radioshadow zone.

REFERENCES

1. Яковлев О.И. Распространение радиоволн в космосе. М.: Наука,1985.
2. Kliore A.J. In: Space Research - IX. Amsterdam: Pergamon Press, 1969, p.590.
3. Шутко А.М., Кутуза Б.Г., Яковлев О.И. и др. Итоги науки и техники, Радиотехника. - М.: ВИНИТИ, 1978, т.16.
4. Калашников И.Э., Яковлев О.И. //Труды V Всесоюзного совещания по радиометеорологии.
5. Калашников И.Э, Матюгов С.С., Яковлев О.И. Влияние ионосферы на параметры сигнала при радиопросвечивании Земли. АН СССР, РЭ, т.31, №1, 1986, с.56.
6. Медовиков А.С., Хачева Г.Ю. Метод определения ионосферных поправок при измерениях дальности, доплеровского сдвига частоты и угла рефракции. АН СССР, РЭ, т.36, №1, 1991, с.199.
7. Яковлев О.И., Гришмановский В.А., Елисеев С.Д., Кучерявенков А.И. Матюгов С.С. Радиопросвечивание атмосферы Земли с помощью двух спутников. ДАН СССР, 1990, т.315, №1, с.101.
8. Околоземное космическое пространство. Справочные данные.// Под ред. Джонсона Ф.С./ Пер. с англ. - М.: Мир, 1966.

Малогабаритная спускаемая капсула - радиозонд для оперативного зондирования природных и техногенных катастроф в любом районе земного шара

В.И. Лукьященко, Г.Г. Райкунов, Г.А. Цыбульский
ЦНИИМаш
141070, г. Королёв, Московская обл. ул. Пионерская, 4
Факс (095) 513 4393, (095) 513 5420
Г.Г. Сытый
ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева»
456300, г. Миасс, Челябинской обл., Тургоякское шоссе, 1.
Факс 351-35/5-22-91

Абстракт

Представлена концепция малогабаритной спускаемой капсулы - радиозонда, предназначаемой для оперативного контактного зондирования зон опасных явлений в атмосфере природного и техногенного характера. Отличительными особенностями этой капсулы являются глобальность действия за счет использования ракетных средств доставки и оперативность передачи результатов измерений в Центры сбора и обработки данных, расположенные в любом районе земного шара, с помощью космической системы подвижной персональной связи.

Введение

В последнее время в мире существенно возросло количество опасных природных явлений и техногенных катастроф, от которых ежегодно гибнут сотни тысяч человек , а экономический ущерб составляет сотни млрд. долларов.

Существующие средства дистанционного зондирования Земли не позволяют оперативно и на требуемом уровне решать задачи исследования предупреждения, контроля и оперативного прогноза таких явлений как тропические циклоны (ТЦ), локальное разрушение озонового слоя, дальний перенос загрязнений в атмосфере, крупные аварии на АЭС, атомных судах и химических предприятиях, извержения вулканов. Для задач исследования, контроля и прогноза развития этих явлений необходимо измерять с высоким пространственным разрешением метеопараметры атмосферы (температура, давление и влажность воздуха, направление и скорость ветра), радиоактивность изотопов, состав и концентрацию аэрозолей, концентрацию малых газовых составляющих атмосферы, концентрацию озона.

Существующие контактные методы и средства мониторинга окружающей среды (самолеты-метеолаборатории, дистанционно-пилотируемые летательные аппараты экологического контроля, суда погоды, наземные станции контроля за экологической и радиационной обстановкой) обеспечивают требуемую точность измерения, но имеют ограниченный радиус действия, небольшую оперативность получения и обработки данных, либо связаны с опасностью для людей, проводящих измерения.

В работах[1-4] показано, что для эффективного решения задач изучения, прогнозирования и контроля таких опасных природных явлений, как ТЦ и озоновые аномалии и оперативного контроля крупномасштабных вышеуказанных техногенных катастроф в дополнение к существующим средствам целесообразно использовать ракетно-космические комплексы (РКК), оснащенные малогабаритными СК с соответствующими радиозондами для проведения оперативных контактных измерений вертикальных профилей метеопараметров атмосферы и параметров окружающей среды в зонах чрезвычайных ситуаций и концентрации озона во всем объёме этих крупномасштабных явлений.

Цель настоящей работы заключается в определении рационального технического облика и схемы функционирования СК в составе ракетно-космического комплекса (РКК) для оперативного контактного зондирования (ОКЗ) ТЦ.

Задачи исследования ТЦ методом контактного зондирования

Технический облик СК зависит от задач, решаемых РКК ОКЗ ТЦ. ТЦ (тайфуны, ураганы, смерчи) относятся к числу наиболее разрушительных регулярно повторяющихся явлений. Ежегодно от тропических циклонов (ТЦ) в мире гибнет сотни людей, а ущерб составляет 25-30 млрд. долл. США[9]. Ущерб, наносимый тайфунами Российскому Дальнему Востоку и флоту, оценивается сотнями млн. долл. в год.

В настоящее время, несмотря на большой объем проведенных теоретических и экспериментальных исследований, все еще отсутствует понимание физических процессов, происходящих в ТЦ, необходимое как для точного прогноза его перемещения, так и для разработки концепции его искусственного ослабления.

Решение этой проблемы невозможно без получения детальной информации об атмосферных параметрах (температура, влажность, давление, скорость ветра) по всему крупномасштабному объему изучаемого явления (для ТЦ: высота - от 0 до 25 км, диаметр -до 500 км) практически одновременно (за время порядка 1 часа) во всех точках измерения, пока структуру тайфуна можно считать стационарной.

В настоящее время для эффективного решения проблемы ТЦ считается необходимым выполнение следующих задач[2]:

1. Массированные измерения параметров атмосферы (ветер, температура, влажность, давление) в индивидуальных ТЦ на разных стадиях их развития, необходимое для более полного понимания физических процессов, определяющих структуру и энергетику каждой стадии и изменения структуры и энергетики при переходе от одной стадии к другой.

Характерное расстояние между зондируемыми вертикальными разрезами атмосферы должно составлять 20-30 км вблизи центра циркуляции ТЦ и может быть вдвое больше на расстояниях 150-200 км от центра.

Диапазон измерительного режима радиозондов от 20-18 км до поверхности Земли.

Число зондируемых вертикальных разрезов - до 40.

Приемлемо, если зонд попадает в круг радиусом 5 км с центром в расчетной точке.

Запуски радиозондов желательно проводить в течение 5 - 7 суток 1 - раз в сутки.

2. Измерения параметров окружающей ТЦ атмосферы, в первую очередь ведущего потока, для оперативного прогноза перемещения ТЦ. Желательно, чтобы эти измерения проводились вокруг ТЦ в интервале азимутальных углов от 245 до 25 градусов на расстояниях 500 - 900 км от центра ТЦ либо в прямоугольной области 400 х 1800 км.

По современным представлениям эти измерения позволят более точно спрогнозировать вероятность поворота траектории ТЦ и рассчитать время и координаты точки поворота.

Общее количество зондов - до 30 шт. Допустимое отклонение зонда от расчетной точки в момент начала его работы - до 20 км.

Исследования, проведенные в ЦНИИМАШ[3-4], показали, что для решения указанных задач могут быть использованы модифицированные ракетные комплексы (РК) наземного, морского и воздушного базирования с ракетами "Рокот", "Старт-1", "Волна", "Штиль-1", "Бурлак".

Сравнительный анализ этих комплексов показал, что в минимальные сроки с приемлемыми затратами комплекс для оперативного контактного зондирования ТЦ может быть создан на базе РН "Волна" (БРПЛ SSN-18).

Состав и схема применения РКК "Волна-ТЦ"

Состав РКК

РКК "Волна-ТЦ" состоит из:

- двухступенчатого ракетного ускорителя баллистической ракеты (БР) SSN-18;
- модуля контактного зондирования (МКЗ) на базе ступени разведения БР;
- технического и стартового (подводная лодка) комплексов;
- информационно-управляющей подсистемы РКК.

Для обеспечения работы РКК привлекаются следующие существующие и разрабатываемые метеорологические и информационные системы:

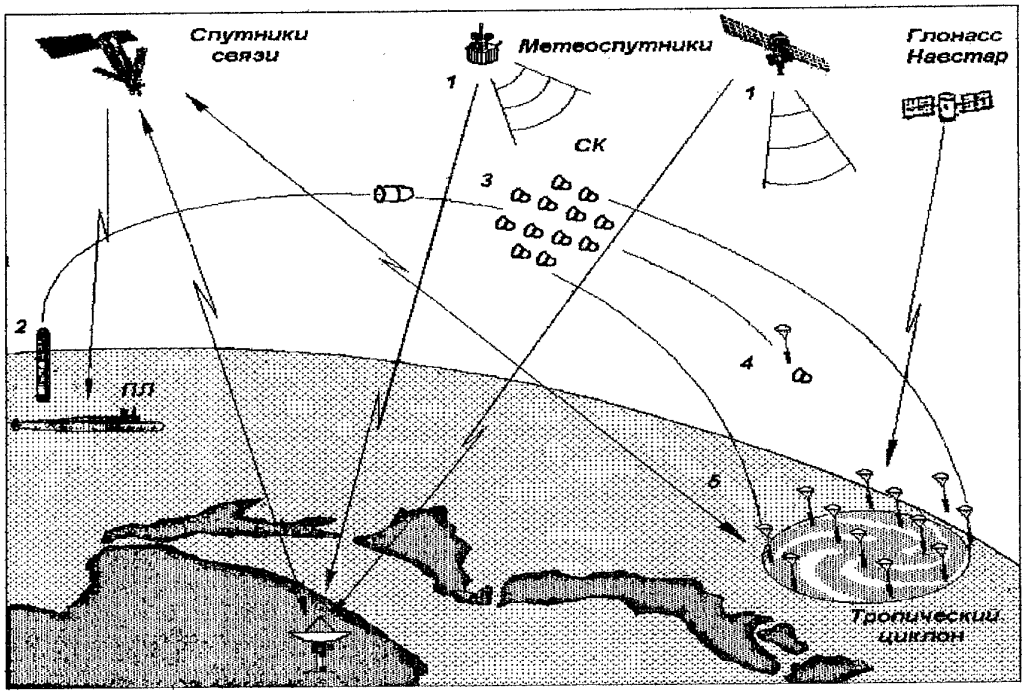
- японская метеорологическая система GMS;
- американская геостационарная метеосистема GOES;
- низкоорбитальные спутниковые системы дистанционного зондирования Земли "Метеор", NOAA, "Ресурс-О", "Океан";
- система глобальной спутниковой связи (типа "Иридиум");
- глобальная система телесвязи Всемирной метеорологической организации;
- GPS Navstar, Glonass.

На рис.1 представлена схема проведения типовой операции контактного зондирования ТЦ.

Информация о зарождении и развитии ТЦ, получаемая от метеорологических и информационных систем поступает в Обнинский оперативный центр приема метеоинформации, где определяется целесообразность проведения пусков ракет и определяются координаты точек прицеливания спускаемых капсул на прогнозируемый момент времени их доставки в область ТЦ. При принятии решения об использовании РКК необходимая информация для обеспечения его работы передается либо непосредственно на стартовый комплекс - подводную

лодку по заданному протоколу, либо по каналам, предоставляемым ведомствами, осуществляющими непосредственный пуск ракет-носителей. После необходимой подготовки производится пуск и полет РН по заданной программе в район ТЦ.

Схема функционирования РКК "Волна-ТЦ"



1.Наблюдение за ТЦ и передача его координат на ПЛ.
2.Запуск ракеты со спускаемыми капсулами (СК).
3.Разведение СК по заданному закону в зондируемой области ТЦ.
4.Отделение радиозондов от СК и спуск их на парашютах с Н=25-20км.
5.Измерение радиозондами параметров атмосферы и передача их на наземные пункты приема (через спутники связи).

Рис. 1.

При выходе в расчетную зону осуществляется разведение спускаемых капсул с радиозондами по заданному закону в зондируемой области ТЦ. После достижения капсулами высот 25 - 20 км реализуется отделение от них радиозондов, которые продолжают спуск на парашютах в среде ТЦ. Во время спуска радиозондами производится замер параметров атмосферы и передача соответствующей информации через низкоорбитальный спутник связи в Обнинский оперативный центр.

Спускаемая капсула

Ключевым элементом РКК является СК с радиозондом.

В.Лукьященко

Метеорологический радиозонд (РЗ) предназначен для измерения вертикальных профилей температуры, давления и относительной влажности воздуха, горизонтальной и вертикальной составляющих скорости ветра и передачи данных на наземные пункты приёма информации с использованием спутников-ретрансляторов.

В качестве прототипов метеорологического радиозонда РКК ОКЗ использованы сбрасываемые самолётные метеозонды разработки НПО "Тайфун" - для авиационного комплекса "Вертикаль"[8] и финской фирмы Vaisala[7]. Характеристики этих зондов представлены в таблице 1.

Метеозонд финской фирмы Vaisala предназначен для сброса с высотного самолета и передачи на борт этого самолета метеорологической информации с координатно-метрической и временной привязкой положения зонда с помощью космической навигационной системы "Навстар". Зонд построен на современной элементной базе и имеет существенно лучшие массогабаритные и точностные характеристики, чем РЗ отечественной разработки (см. таблицу 1).

Для создания полностью автономной системы сбора и передачи метеоинформации с РЗ комплекса "Волна-ТЦ" рассмотрена возможность оснащения этих радиозондов терминалами низкоорбитальных систем связи "Иридиум", "Глобастар", "Гонец". Из перечисленных систем предпочтительна "Иридиум", обеспечивающая передачу информации в реальном масштабе времени в любом районе земного шара.

В состав глобального метеорологического радиозонда входят:

- измерительные датчики метеопараметров, измеряющие температуру, влажность, давление воздуха и составляющие скорости ветра;
- датчик измеряющий параметры движения РЗ в атмосфере по спутниковым радионавигационным системам GPS/ГЛОНАСС (многоканальный приёмник сигналов GPS/ГЛОНАСС);
- контроллер с микропроцессором и запоминающим устройством, управляющий работой датчиков и обеспечивающий обработку сигналов датчиков, запоминание измеренной информации и управление её передачей по каналам связи;
- терминал спутниковой связи типа "Гонец" или типа "Иридиум" для непосредственной передачи информации с РЗ потребителям по спутниковым каналам связи;
- антенные системы датчика-приёмника GPS/Глонасс и терминала связи типов "Гонец, "Иридиум";
- блок питания, обеспечивающий электропитание всех систем РЗ в течение времени спуска в атмосфере, на основе литиевых батарей;
- парашютная система, обеспечивающая снижение РЗ с заданной скоростью во всём диапазоне высот проведения измерений РЗ;
- корпус РЗ для размещения его составных частей.

Предварительная проработка технического облика глобального РЗ РКК "Волна-ТЦ" показала, что при использовании терминалов системы "Иридиум" он может быть создан с характеристиками, приведенными в таблице 1.

Спускаемая капсула предназначена для доставки радиозондов в точку атмосферы с заданными координатами и обеспечения условий его функционирования на всех этапах полета в составе СК (температура, уровень

перегрузок и др.), а также условий на момент начала автономного функционирования радиозонда.

Для доставки РЗ в заданные области ТЦ могут быть использованы СК баллистического и планирующего типов.

Таблица 1.

Основные характеристики самолетных метеорологических радиозондов и глобального радиозонда РКК "Волна-ТЦ"

№	Основные характеристики	Численные значения		
		РЗ НПО "Тайфун" [7]	**РЗ RD93 GPS [10]**	**Глобальный РЗ с терминалом системы "Иридиум"**
1	Максимальная высота сброса, км	12	24	-
	ввод основного парашюта РЗ на высоте, км			15-23
2	Возможность использования как вблизи полюсов, так и в тропиках		да	да
3	Максимальная скорость при задействовании, м/с	150	200	200
4	Время снижения зонда, мин			
	с высоты 24 км		21	21
	с высоты 14 км		16	16
	с высоты 8 км	30		
5	Срок хранения зонда без перекалибровки		>3 лет	>3 лет
6	Периодичность опроса метеодатчиков, с	3	0,5	0,5
7	Масса зонда, кг	2,5	0,4	2,5-3,5
8	Размеры зонда (цилиндр)			
	диаметр, см	12,3	6,98	14
	высота, см	36,5	40,6	30
9	Дальность приема телеметрической информации, км	150	325	глобальная
10	Радиопередатчик телеметрии (терминал системы "Иридиум")			
	частота, МГц	400	400	1600
	мощность, вт	1	0,1	0,6
11	Диапазон измеряемых параметров:			
	- температура воздуха,° С	(-50...+40) ±0,5	(-90...+40) ±0,2	(-90...+40) ±0,2
	- относительная влажность воздуха в %	(40...95) ±5-20	(0...100) ±2-5	(0...100) ±2-5
	- составляющая скорости ветра, м/с	(0...150)±2	(0...150)±5	(0...150)±5
	- атмосферного давления ,гПа	(1050...100) ±5	(1060...20) ±0,5	(1060...20) ±0,5
12	Точность определения местоположения РЗ, м			±30
13	Надежность		0,96	

В.Лукьященко

Преимущества СК баллистического типа в простоте ее реализации и в меньшей стоимости разработки и серийного изготовления. Недостаток - в необходимости специальной системы разведения этих капсул в заданной области пространства, которая весит в несколько раз больше спускаемой капсулы.

Планирующая капсула (ПК) обладает аэродинамическим качеством и использует новую технологию гиперзвукового планирующего полета в атмосфере, позволяющую осуществлять пространственный маневр за счет аэродинамических сил с существенно меньшими массовыми затратами[3].

В настоящей работе представлены результаты проработок СК баллистического типа, выполненных КБ "Салют" и ГРЦ "КБ им. академика В.П. Макеева".

Конструктивно-компоновочная схема и основные характеристики спускаемых капсул баллистического типа представлены на рисунках 2-3 и в таблицах 2-3.

Функционирование спускаемой капсулы КБ "Салют" выполняется по следующей схеме:

После входа в плотные слои атмосферы СК аэродинамически стабилизируется, затем осуществляется раскрытие жесткого тормозного устройства и гашение скорости до величины допустимой для задействования тормозного парашюта парашютной системы (650 м/с). После гащения скорости до величины 200 м/с осуществляется введение в поток основного парашюта, отделение купола тормозного парашюта и сброс теплозащитной оболочки спускаемой капсулы. Радиозонд начинает функционировать с высоты H ≅ 20 км.

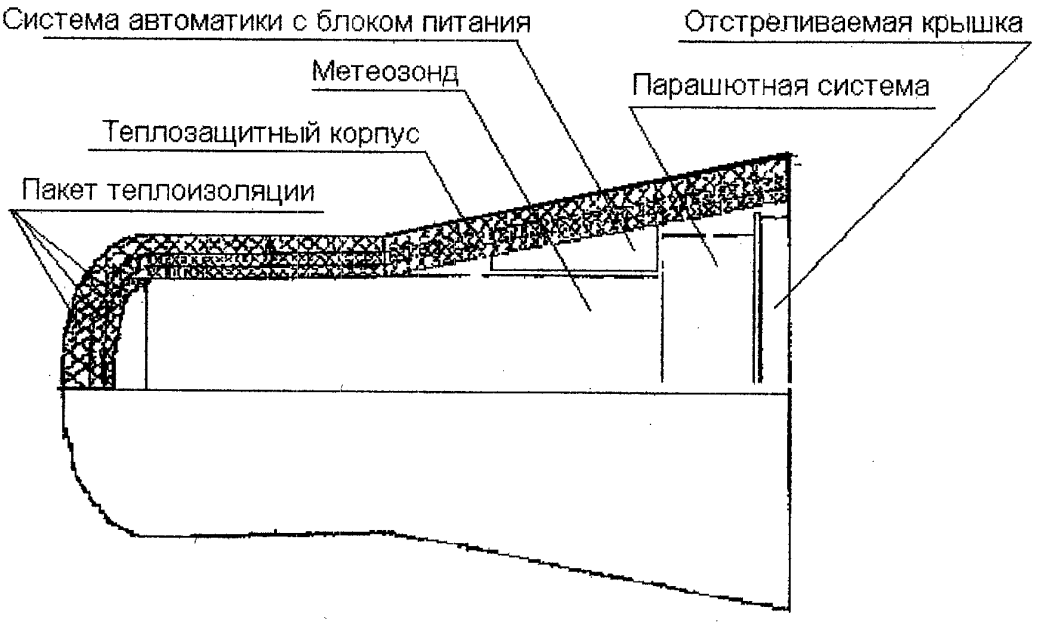


Рис. 2. Конструктивно-компоновочная схема СК КБ "Салют"

Конструктивно-компоновочная схема СК, разработанная ГРЦ "КБ им. академика В.П. Макеева", показана на рис. 3.

В.Лукьященко

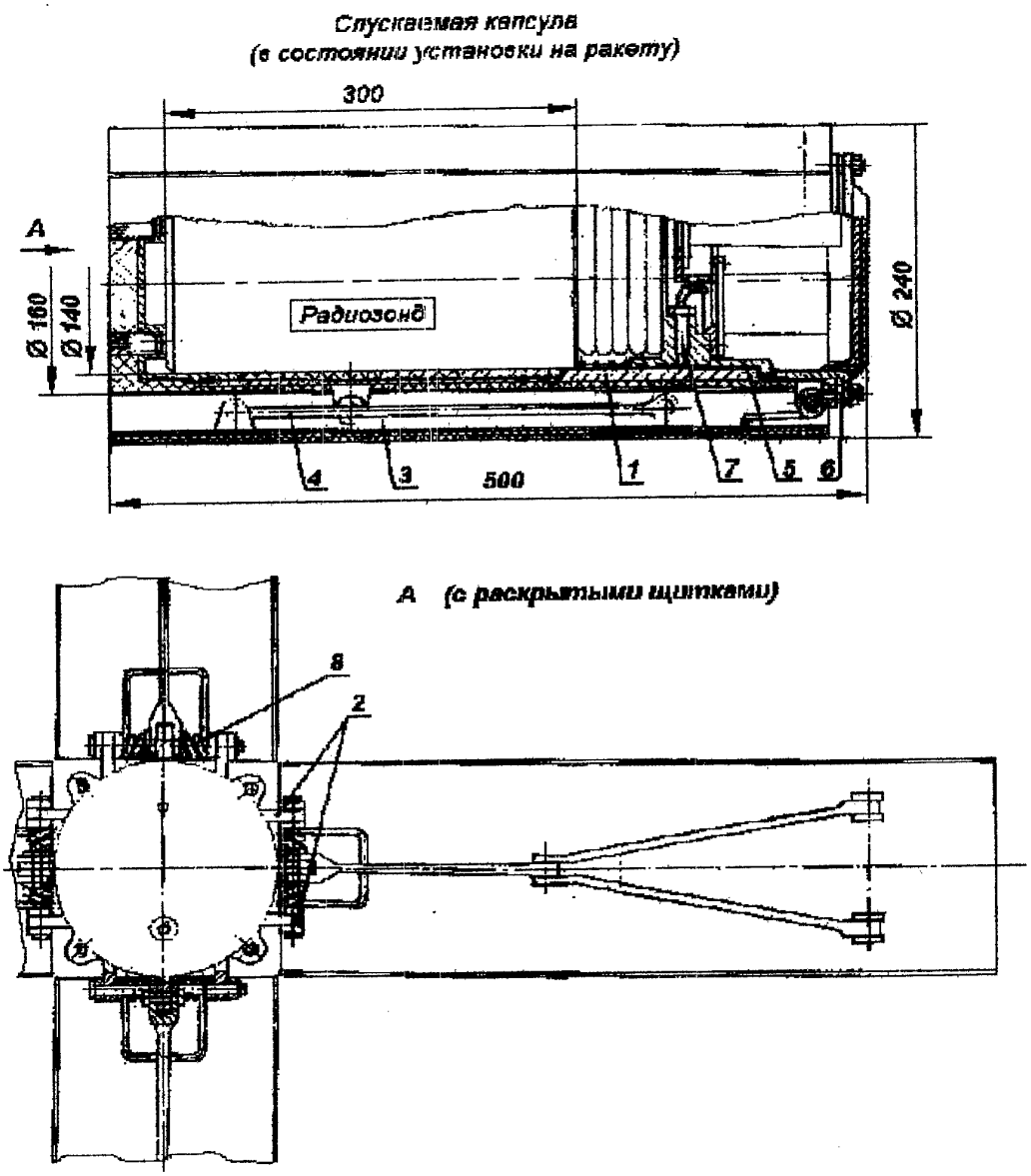


Рис. 3.

Силовой корпус СК представляет из себя цилиндр (поз.1), подкреплённый шпангоутами, выполненный из алюминиевого сплава. С наружной стороны силовой корпус защищён теплозащитным покрытием на кремнеземной основе типа ПСТ. На наружной поверхности силового корпуса в хвостовой части крестообразно выполнены четыре кронштейна (поз. 2), на которых закреплены тормозные щитки (поз. 3) цилиндрического профиля из титанового сплава, которые также защищены аналогичным теплозащитным покрытием.

В состоянии установки на ракету (или стыковки с двигателем доразгона) щитки прижаты к корпусу СК и стянуты стальной лентой с узлом фиксации, в состав которого входит пиропатрон с временной задержкой до 15 с. Узлы крепления СК к двигателю доразгона расположены в носовой части корпуса СК. Для удержания щитков в рабочем положении между каждым щитком и корпусом

установлены металлические (закрытые теплозащитой) складные тяги (поз. 4) из титана, одним концом крепящиеся к консольной части щитка, а другим к корпусу СК.

Внутри силового корпуса (в гермоотсеке) на шпангоутах крепится радиозонд, в хвостовой части СК расположена командная аппаратура и исполнительные элементы на задействование устройства ввода в действие вытяжного парашюта РЗ.

Вся аппаратура и исполнительные элементы расположены в объёме крышки (поз. 5), закрывающей гермоотсек СК и закреплённой на корпусе разрывными крепёжными элементами (поз. 6).

В раскрытом состоянии щитков максимальная площадь миделя СК составляет $S = 0{,}33 м^2$.

Командная аппаратура СК предназначена для выдачи на расчётной высоте исполнительной команды на устройство отделения крышки, посредством которой в воздушный поток вводится парашютная система радиозонда.

Момент выдачи исполнительной команды может быть определён при использовании бародатчика, терморазогревного и инерционного датчиков или программно-временного устройства электромеханического типа. Конкретный тип применяемого датчика будет определён при дальнейшем проектировании.

Кроме того в командную аппаратуру входит источник питания и прибор, формирующий команду на пиропатрон (поз. 7) устройства отделения крышки, имеющий газовую связь с наддуваемым объёмом в обтюрирующей цилиндрической поверхности. Масса командной аппаратуры оценивается в 1 кг.

Таблица 2.

Основные характеристики СК

№ п/п	Основные характеристики	Численные значения	
		Вариант 1 КБ "Салют"[6]	**Вариант 2 ГРЦ "КБ Макеева"[5]**
1	Габариты, мм - длина - диаметр (в сложенном виде)	520 300	500 240
2	Масса СК, кг в том числе - радиозонда(с парашютной системой) - корпуса СК (с балансиром) - системы автоматики и источников питания - теплозащищенной крышки - системы сброса корпуса СК	10 2 5,4 0,9 0,5 1,2	15 2,5…3,5 10,5 1
3	Условия на входе в плотные слои атмосферы (Нвх=100 км): - угол входа Qвх,° - скорость входа Vвх,м/с	4-24 7300	24-64 5200-6150
4	Скорость СК в момент ввода в поток тормозного парашюта РЗ, м/с	около 650	200
5	Высота ввода в поток тормозного парашюта, км	23	25
6	Максимальная перегрузка при спуске, g	70	100
7	Баллистический коэффициент, $м^2/кг$	0,01-0,015	0,03-0,04

В.Лукьященко

Схема функционирования СК ГРЦ "КБ имени академика В.П. Макеева".

После отделения от ракеты (или от двигателя доразгона) пиропатрон с задержкой срабатывает, стяжная лента сбрасывается и освобождает тормозные щитки, которые под действием пружин (поз. 8) на оси крепления щитка к корпусу раскрываются до рабочего положения, образуя с корпусом угол 90 градусов.

По достижении высоты H = 25 км по сигналу командной аппаратуры и срабатывания исполнительных элементов задействуется пиропатрон устройства отделения крышки. В обтюрирующем объёме создаётся давление разрывающее крепёжные элементы и крышка выбрасывается в зону аэродинамического потока, вводя в действие вытяжной парашют, за которым транзитом вытягивается основной парашют и радиозонд. Необходимая скорость отстрела крышки обеспечивается подбором длины обтюрирующего участка и навеской пиросредств.

Система разведения спускаемых капсул

Система разведения предназначена для обеспечения разведения спускаемых капсул с радиозондами по площади изучаемого района. Эта площадь рассматривается в плоскости местного горизонта на высоте начала функционирования измерительных приборов 20 км и имеет форму круга диаметром 400 км или прямоугольника с размерами 1800 x 400 км.

Анализ различных вариантов способов разведения СК - использование закрутки МКЗ, порохового аккумулятора давления и ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) - позволил сделать вывод о том , что по целому комплексу показателей рациональным является использование ракетных двигателей твердого топлива.

Организациями КБ "Салют" и ГРЦ "КБ им. академика В.П.Макеева" сделаны проектные проработки двух вариантов СК с маршевой ДУ, состоящей из связки РДТТ и одного РДТТ.

В варианте, предложенном КБ "Салют"[6] для сообщения СК необходимой характеристической скорости использована связка из 3-х РДТТ (агрегат "72") с полным импульсом тяги по оси двигателя около 300 кг*с.

Наличие трех двигателей позволяет создать симметрично, сбалансированную по массе и моментам инерции сборную конструкцию. Наличие у ДУ отклоненных под углом ~30 град. сопловых блоков позволяет перенести точку пересечения векторов тяг двигателей по продольной оси связки вперед, перед центром масс связки, что обеспечивает устойчивый полет связки при работе ДУ.

Недостаток этого варианта - большие габариты связки и наличие возмущений, связанных с ошибками отработки импульса каждым РДТТ.

В варианте, предложенном ГРЦ "КБ им. академика В.П.Макеева"[5], стабилизированное движение СК при выдаче корректирующего импульса индивидуальным РДТТ обеспечивается за счёт её закрутки относительно продольной оси, но появляются проблемы с обеспечением надёжного ввода парашюта у закрученной СК.

В.Лукьященко

Выбор лучшего из рассмотренных вариантов будет произведен на последующих этапах проектирования с учетом количественных оценок вышеуказанных факторов.

Основные характеристики связки СК и ДУ представлены в таблице 3.

Таблица 3.

Основные характеристики связки СК и ДУ

№ п/п	Основные характеристики	Численные значения	
		Вариант 1 КБ "Салют"[6]	**Вариант 2 ГРЦ "КБ Макеева"[5]**
1	Количество капсул в связке, шт.	1	1
2	Количество ДУ в связке, шт.	3	1
3	Масса связки, кг	30	26-27
4	Габариты связки, мм: - длина - поперечный размер	 520 440	 800 240
5	Полный импульс тяги, кгс	900	246
6	Запас характеристической скорости, м/с		90
7	Срок создания, годы	2	2

Заключение

1. Разработана концепция создания малогабаритных спускаемых капсул для контактного зондирования областей природных и техногенных катастроф в любом районе земного шара.

2. Отличительными особенностями СК являются:

- глобальность действия за счёт использования ракетных средств доставки большого количества малогабаритных радиозондов в любой район земного шара;
- возможность оперативного разведения радиозондов в пространстве для проведения одновременных измерений на площади в сотни тысяч квадратных километров;
- высокоточное координатометрирование результатов измерений с помощью космических навигационных систем ГЛОНАСС, Навстар;
- передача информации со всех радиозондов в реальном масштабе времени в центры сбора и обработки, располагаемые в любом районе земного шара, с помощью космической системы подвижной персональной связи "Иридиум".

3. Проектные проработки СК с модифицированным радиозондом типа RD-93 GPS Dropwindsonde, показали возможность их создания в течении 2 лет со следующими характеристиками:

Масса СК, кг	10-15
в т.ч. масса радиозонда, кг	2,5÷3,5
Габариты СК длина, мм	500
диаметр, мм	240

В.Лукьященко

Диапазон рабочих высот радиозонда	20-0
Время спуска РЗ с высоты 24 км, мин.	21
Точность определения местоположения радиозонда, м	±30
Точность измерения параметров атмосферы:	
температура воздуха, град С	(-90...+40) ± 0,2
относительная влажность, %	(0...100) ± 2-5
давление, Гпа	(1060...20) ± 0,5
составляющие скорости ветра, м/с	(0...150) ± 0,5
Периодичность опроса радиозонда, с	0,5 - 3

Литература

1. Анфимов Н.А., Гордеев С.П., Кармазин В.П., Катушкин В.Ю., Керцелли Г.М., Киселев Л.М., Мельянков Н.А., Плечов В.А., Смирнов Н.А., Философов В.С., Цыбульский Г.А. Способ оперативного исследования атмосферы, земной поверхности и океана. Патент Российской Федерации № 2041476 от 17.08.92 МПК G01W1/08.
2. Сравнительный анализ эффективности предлагаемых аэроракетно-космических комплексов и существующих средств исследования процессов тропической зоны. НТО по НИР "Сфера-К". Институт экспериментальной метеорологии НПО "Тайфун", 1997.
3. Исследование возможных вариантов технического облика аэроракетно-космических комплексов оперативного реагирования на тропические циклоны и путей их создания и эксплуатации. Технико-экономический анализ вариантов комплексов. НТО по НИР "Сфера-К". ЦНИИМАШ, 1997.
4. Loukiachtchenko V.I., Senkevich V.P., Semenenko E.G., Tsyboulsky G.A., Utkin V.F. ROCKET/SPACE SYSTEM FOR FAST DIRECT SOUNDING OF LARGE-SCALE ECOLOGICAL AND NATURAL DISASTERS AREAS. TsNIIMash, Russian Space Agency, Russia. IAF-1997. 48th IAC. Turin, Italy.
5. Ракетно-космический комплекс для контактного зондирования тропических циклонов на базе РН "Волна" (БРПЛ РСМ - 50) Инженерная записка. ГРЦ «КБ им. академика В.П.Макеева», 1998.
6. Исследование целесообразности создания и обоснование проектного облика космического комплекса контактного зондирования тропических циклонов, озоновых дыр и т.п. НТО. КБ "Салют" ГКНПЦ имени Хруничева, 1993.
7. Рекламный проспект радиозонда RD-93 GPS Dropwindsonde, фирмы Vaisala. Интернет http://WWW.vaisala.com.1998.
8. Комплекс аппаратуры для измерения вертикальных профилей метеоэлементов с помощью сбрасываемого самолетного метеозонда (комплекс "Вертикаль"). Техническое описание. Государственный комитет СССР по гидрометеорологии, НПО "Тайфун", КБ "Метеоприбор", 1990.
9. Бюллетень ВМО 1993 №4, 1994 №4, 1996 №4.
10. Cole H. NCAR licenses Vaisala Inc. to build the new NCAR GPS dropsonde and aircraft data system. Vaisala News, 1997, №142, pp 15-17.

В.Лукьященко

Пожароподавляющий комплекс для локализации и тушения лесных пожаров

Гуров А.И., Захаров В.И., Либерзон М.Р., Митин Б.С.,
Сысцов А.С.,Одновол Л.А., Сытников А.Н.

Международный фонд попечителей МГТУ им.
К.Э.Циолковского
103167 г. Москва, ул. Петровка, 27

С каждым годом экологическая безопасность Земли вызывает всё большую тревогу, несмотря на принимаемые усилия. Одним из основных направлений решения экологической проблемы является наблюдение за состоянием окружающей среды с целью получения достоверной информации о состоянии её параметров и принятия адекватных решений.

Единая государственная система экологического мониторинга (ЕГСЭМ) включает Государственную службу наблюдения (ГСН), компонентами которой являются наземное, авиационное и космическое наблюдение. В решении экологических задач ГСН призвана оказывать информационную поддержку ЕГСЭМ данными о состоянии абиотических процессов и изменении параметров природной среды.

Возможности различных способов наблюдения очевидны. Однако приоритетное развитие космического мониторинга определяется не только этим. По данным Госкомэкологии в целом стоимость данных авиационной съёмки значительно превышает стоимость спутниковой информации (примерно в 10 раз) . Качество же последней не уступает, а в некоторых случаях (конверсируемые разведывательные спутники) превосходит авиационные данные по информативности, глобальности и регулярности.

Экологическая опасность и тяжёлые последствия крупномасштабных лесных пожаров очевидны и не требуют дополнительного обоснования. До настоящего времени они являются одним из наиболее частых явлений, наносящих не только огромный экономический ущерб, но и значительно ухудшают экологическую обстановку, т.к. сопровождаются большими выбросами сажи, копоти и двуокиси углерода (от 3 до 150 миллионов тонн в год). Кроме того, они способствуют эрозии почвы, изменению ландшафта, вызывают гибель животных, снижают водные ресурсы и т.п. С 1978 по 1981 годы, например, в Европе ежегодно возникало в среднем 3500 пожаров, при которых выгорало 666 000 га леса; в США и Канаде-161 300 пожаров, которые уничтожили 4 478 000 га леса. Только в России ежегодно регистрируется более 20 тысяч лесных пожаров, в огне которых погибает не менее полутора миллионов гектаров леса, причём с периодичностью в 6-7 лет наблюдается резкое возрастание числа пожаров. Так за первые шесть месяцев 1997 года на территории России зафиксировано 12 910 лесных пожаров. В последнее десятилетие в связи с резким ухудшением экологической обстановки проблема тушения лесных пожаров приобрела особую остроту. Существующие способы борьбы с ними весьма разнообразны, многие из них реализованы, но, к сожалению, желаемых результатов в борьбе с лесными пожарами до сих пор добиться не удалось.

Среди многочисленных способов тушения лесных пожаров авиационные занимают особое место благодаря своей оперативности, мобильности, а также способности доставлять значительные грузы (десятки тонн) за сотни километров от места базирования. Эти способы и соответствующие им технические решения постоянно совершенствуются, особенно в последнее время в

России, когда в экономике страны всё большую роль приобретает оборонный комплекс.

Независимо от применяемого способа необходимо решить ряд общих задач, основные из которых условно можно объединить в следующие три группы.

1. Информационная.
2. Транспортная.
3. Энергетическая.

Первая группа включает задачи наблюдения, обнаружения и идентификации пожара, передачи информации и принятия решения по выбору способа борьбы с ним, а, следовательно, сил средств и тактики тушения.

Вторая группа непосредственно связана с первой и предполагает выбор способа доставки огнетушащего вещества сначала в район пожара, а затем и в его зону.

Решение задач третьей группы предполагает в итоге выбор способа или способов непосредственного воздействия на зону пожара.

Задачи первой группы являются общими для всех существующих и перспективных способов тушения лесных пожаров и их рассмотрение, вследствие большой сложности и объёма, должно стать предметом особого анализа.

В последние два десятилетия лесоохранные службы многих стран проявляют повышенный интерес к развитию авиационных способов тушения лесных пожаров.

Применяемый в настоящее время авиационный способ предполагает доставку состава, чаще всего воды, в зону пожара и сброс его над фронтом огня. Этот способ недостаточно эффективен, т.к.

при выливе на относительно большой скорости (70-100 м/с) и высоте (100 и более метров) основная масса состава диспергируется и опускается с малой скоростью, не попадая в зону огня. Существующие авиационные средства обеспечивают расходы порядка 5-6-ти кг /кв. метр поверхности, что приблизительно в 2 раза меньше необходимого

Предлагается новый способ тушения лесных пожаров, который реализован в пожароподавляющем комплексе, разработанном Военно-воздушной инженерной академией им. Н.Е.Жуковского и рядом НИИ и КБ при содействии Международного Фонда попечителей Московского государственного авиационного технологического университета им. К.Э.Циолковского.

В данном комплексе указанный недостаток устраняется путём сбрасывания с вертолёта в зону огня капсул с огнетушащим составом, который на высоте 2-5 метров от поверхности земли диспергируется с помощью небольшого количества взрывчатого вещества. При этом достигается следующий эффект.

1. Воздушная ударная волна и скоростной напор сбивают пламя в радиусе 8-10 метров, при этом с подстилающей поверхности и из нижней части крон деревьев удаляется лесной горючий материал (мелкие ветки, хвоя, опавшие и сухие листья и т.п.).
2. Аэрозоль интенсивно отбирает выделяющееся тепло и резко снижает температуру окружающей среды, что, в сочетании с вышесказанным, значительно снижает радиусы прогрева, сушки и пиролиза, затрудняя дальнейшее продвижение фронта пожара.

3. Место горения изолируется от кислорода воздуха облаком продуктов взрыва и диспергированного состава, что в сочетании с осевшими его компонентами препятствует доступу воздуха к очагу, предотвращая повторное возгорание.

Капсулы представляют собой герметичные сосуды ёмкостью 40-50 литров, снабжённые расположенным внутри диспергирующим зарядом и взрывательным устройством. Заряд и детонатор легко удаляются из капсулы, что позволяет хранить их раздельно. Капсулы устанавливаются в транспортировочный контейнер (ТК) многоразового применения, снабжённый управляемыми замками для сбрасывания пожароподавляющих устройств (ППУ) с определёнными интервалами. Все дополнительные устройства и элементы автоматики размещаются на ТК-это позволяет использовать для пожаротушения вертолёты различных типов при их незначительной доработке.

Экспериментально установлено, что расход огнетушащего состава при устойчивом тушении составляет 120-150 г на кв. метр поверхности, что приблизительно в 100 раз меньше требуемого расхода воды. Это даёт возможность одному вертолёту грузоподъёмностью 5000 кг обработать полосу шириной 20 и протяжённостью 1500-1850 метров (площадь 30000-37000 кв. метров).

Достоверность приведенных данных подтверждена модельными испытаниями на полигоне, в которых лесной пожар моделировался на небольших искусственно созданных участках леса (с регистрацией температурных режимов в контрольных точках). Затем результаты были подтверждены в натурных

экспериментах на искусственно созданных лесных пожарах. при стационарном размещении ППУ.

Предлагаемый способ может быть модифицирован для охраны складов, хранилищ ГСМ или легковоспламеняющихся материалов. В этом случае ППУ располагаются на территории хранилища в наиболее вероятных местах возгорания. Боевые цепи должны быть проложены заранее и ППУ приводятся в действие в местах возникновения пожара. При необходимости система может оборудоваться автоматикой, которая должна вызвать срабатывание ППУ при заданных условиях окружающей среды.

Эксплуатация ППУ и организация работ должна осуществляться специалистами, подготовленными в области взрыва.

Пожароподавляющие устройства могут заполняться любым из существующих огнеподавляющих составов, однако, как показали исследования, наиболее перспективными являются смеси на основе природных компонентов, что позволяет получить экологически чистые, дешёвые и достаточно эффективные составы.

Разработанные способ, устройства и огнетушащий состав не являются альтернативой существующим, а дополняют их разнообразие и предполагают комплексное использование, способствуя этим дальнейшему повышению эффективности борьбы с лесными пожарами.

Fire Suppressing Complex
for Localizing and Extinguishing Forest Fires

A.I. Gurov; V.I., Zakharov; M.R. Liberzon; B.S. Mitin; A.S. Systsov; L.A. Odnovol; A.N. Sytnikov

MATI - RGTU K.E. Tsiolkovskiy

27, Petrovka st., Moscow103167

Ecological safety of the Earth is causing more anxiety every year despite all efforts which are being made in this respect.

One of the main directions of solving the ecological problem is environmental monitoring with the purpose to collect true information in environmental parameters and make adequate decisions. Potentialities of various observation methods are obvious. But the priority in developing space monitoring is determined not only by this. According to the data of the GOSCOMECOLOGIA aerial survey data in general cost much more than the data collected by means of sattelites (over 10 times more). And the quality of sattelite information is as good as that of the aerial survey data and in some cases (conversible exploratory sattelites) even better from the point of view of the volume of information, global scale and regularity.

Ecological hazard and serious consequences of conflagration type of forest fires are evident and do not require any further substantiation. The existing fire-fighting methods are so different and many of them have been practically applied but the desired results in fire control have not been achieved yet.

Forest fire-fighting methods based on use of aircrafts occupy a special place among many other methods of forest fire extinguishing as they ensure prompt reaction mobility and capability to deliver, large loads (tens of tons) to the points hundreds of kilometers away from a base site.

Such methods and related technical solutions are being continuously improved in Russia, in the last few years in particular, when the country's defence complex starts to play an increasingly important part in the national economy.

In the last two decades forest preservation services of many countries took an active interest in the development of aircraft based methods of forest fire-fighting. The method of this type which is used now provides for the delivery of a mixture, in most cases it is water, to a fire area and discharge of such mixture over the flame zone. But this method does not perform well

enough because the major part of water discharged at a relatively high velocity (70-100 m/s) and a large height (over 100 km) is dispersed and falls down at a low speed, missing the flame zone.

The modern aircraft devices ensure the discharge of about 5-6 kg per sq.m of area, that is, two times less than needed.

A new method of extinguising forest fires is proposed which has been realized in a fire suppressing complex, designed by the Military Aviation Engineering Academy n.a. N.Ye. Zhukovsky and a number of research institutes and design offices with the assistance of the International Trustee Foundation of the Moscow State Aviation Technological University n.a. K.E. Tsiolkovskiy.

The above described disadvantage of the existing method is eliminated in the new complex due to the application of capsules containing fire-extinguishing mixture, which are thrown in the fire zone from a helicopter. At a height of 2-5 m from the land surface this mixture is dispersed with the help of some explosive material. Thus, the following effect is achieved.

1. An air shock wave and the pressure due to velocity knock off the flame in the range of 8-10 m; at the same time forest combustible materials (short branches, coniferous needles, abscissed and dry leaves, etc.) are removed from the debris layer and lower parts of tree crowns.

2. The aerosol takes off the released heat drastically lowering down the ambient temperature; all this combined with the above described effects considerably reduces the radious of heating, drying and pyrolysis, thus preventing the firefront from being moved further on.

3. A burning area is isolated from air oxigen by a cloud composed of the products of explosion and the dispersed mixture; this factor and the precipitated components of he fire-extinguishing mixture impede air entering the hot spot, thus, preventing holdover fire.

It was been experimentally established that the consumption of fire-extinguishing mixture in case of continuous fire suppression is 120-150 gr/sq.m of area, which is almost `100 times less than the required water consumption. It allows one helicopter of the loading capacity - 5000 kg to suppress a fire within a strip of 20 m wide and 1500-1885 m long (area : 30000-37000 sq.m).

The trustworthiness of the above data has been proved by the model tests in the testing area when a forest fire has been simulated on small artificially created forest sites (with recording of temperatures in control points). The results were then confirmed by full-scale experiments during test fires when the fire suppressing complex was used as a stationary unit.

The proposed method may be modified so that it can be used for protecting warehouses, storage facilities for fuels and oils or highly inflammable materials. In such cases fire suppressing

complexes are installed on the territory of a warehouse in the probable points of inflammation. The necessary networks should be arranged in advance and fire suppressing complexes are put into operation at the points of flash fire. The system if necessary may be equipped with automatic controls which will switch on the fire suppressing complex at given ambient conditions.

The developed method, equipment and fire-extinguishing mixture are not considered as alternatives to those currently in use, but widen the variety of such methods and equipment. They are to be used in combination with other methods, devices and mixtures that will make the forest fire control more efficient.

Translation from Russian No 1858
Made by G. Matveeva
This is a true and correct translation f the original document
Director of the Central Bureau of Interpreters N.N. Simenetskaya
Moscow, September 25, 1998

АКА «МАКОС» как межорбитальный буксир для малых АКА различного целевого назначения

В.Лукьященко, В.Борисов, Г.Успенский, В.Семенченко, Н.Комиссаров,
Г.Бабкина, В.Прудкогляд, Г.Фоломкина, К.Елкин
ЦНИИМаш
141070 г.Королев, Московская область
ул.Пионерская, 4
Факс: (095) 513-42-92

Реферат

В настоящее время ЦНИИМаш совместно с РКК «Энергия», ЦСКБ, НПО им.Лавочкина, ИКИ РАН ведет исследования по возможностям создания автоматического КА многоцелевого назначения, обслуживаемого в космосе во время периодических стыковок с Международной космической станцией - проект «МАКОС» - «Многоразовая Автоматическая Космическая Орбитальная Система»[1]. При помощи АКА «МАКОС» (масса АКА - 7200 кг, масса полезной нагрузки - от 750 кг до 2000 кг) предполагается проводить гибкие исследовательские программы в интересах многих дисциплин космических исследований. В связи с интенсивными разработками малых КА (МКА) различного целевого назначения в рамках проекта «МАКОС» рассматривается возможность использования его и как межорбитального буксира для МКА, что должно облегчить вывод МКА на рабочие орбиты. Показано, что в этом направлении возможно: во-первых, реализовать новую процедуру организации миссий МКА (попутная доставка МКА на МКС транспортными кораблями, интеграция либо иные операции с МКА на борту МКС, обеспечение вывода МКА на заданную орбиту при помощи АКА «МАКОС»), что способно существенно развить программу МКС; во-вторых, обеспечить определенные преимущества в проведении программ с МКА за счет как возможностей экономии топлива, так и возможностей проведения операций с МКА - на борту МКС и в ее окрестностях (например, дополнительные калибровка, тесты и тому подобное).

Постановка задачи

Задача комплексирования возможностей пилотируемой и автоматической программ космических исследований является актуальной ввиду необходимости всемерного повышения эффективности космических исследований при экономии располагаемых ресурсов и финансовых средств.

Ввиду этого необходимо использовать как модули МКС, так и свободно-летящие средства, входящие в инфраструктуру МКС - в том числе: малые АКА, управляемые как с Земли, так и -возможно- со станции.

Использование свободно-летящих модулей массой нескольких тонн (концепция проекта «МАКОС»[1]) позволяет придать дополнительную гибкость программе целевого использования МКС, так как может значительно повысить эффективность проведения экспериментов в области исследований гравитационно обусловленных явлений в материаловедении, физике жидкости и

биотехнологии, в области геофизических и отдельных направлений астрофизических исследований на борту автоматических КА, поскольку в этом случае реализуется длительная - не менее 3 лет - программа экспериментов с многократной цикличностью, при этом максимально используются как ресурсы самого АКА, так и экспериментального оборудования, не требуется многократных запусков ракет-носителей, стоимость которых очень быстро растет. Эта программа должна быть скоординирована с программой целевого использования МКС, а станция в процессе развития программы может превратиться в пункт обслуживания, обеспечения и переоснастки автоматической лаборатории на борту АКА предлагаемого класса, а также в лабораторию первичного анализа полученных результатов, место подготовки их к возвращению на Землю в спускаемых капсулах типа "Радуга", в Спускаемых Аппаратах (СА) транспортных кораблей «Союз-ТМ» или же на борту Орбитального Корабля "Space Shuttle".

В части применения МКА подразумевается включение в программу работ на станции: операций по доставке МКА либо их основных элементов на борт станции, последующая интеграция МКА, операции по выведению МКА на рабочую орбиту, возможное управление штатным функционированием МКА с борта МКС, операции по возможному возврату МКА на МКС с целью повторного использования. Данное предложение развивает подход, который был апробирован при реализации российско-германского проекта «Инспектор»[2], а также разрабатывается в проекте «Спираль»[3]. Недостатком подхода проекта «Спираль» - использования для выведения МКА на рабочую орбиту двигателей малой тяги с значительным ресурсом - является значительное время для выведения МКА на рабочую орбиту, а в проектах типа «Инспектор» рассматриваются возможности проведения исследований в ближайших окрестностях МКС. Расширить возможности использования МКС как базы для МКА различного назначения возможно при помощи использования межорбитального буксира, в качестве которого предлагается рассмотреть вариант АКА «МАКОС».

Вследствие этого представляется необходимым оценить возможности использования АКА «МАКОС» для выведения МКА на рабочие орбиты.

Оценка возможностей АКА «МАКОС» как межорбитального буксира

Конструктивные возможности

Проект АКА «МАКОС-Т» разрабатывается в том числе на основе использования задела НПО им.Лавочкина по проектам исследования Марса (проекты «Фобос» и «Марс-96»). В рамках этих проектов были проведены разработки возможностей компоновки десантируемых на Фобос и Марс средств (Долгоживущей Автономной Станции и зонда ПРОП в проекте «Фобос»; малых станций и пенетраторов в проекте «Марс-96») на приборно-агрегатном отсеке КА и на Автономной Двигательной Установке. Эти разработки предлагается использовать и в проекте «МАКОС», предусмотрев возможность установки универсальной рамы на приборно-агрегатном отсеке, на которой -наряду с устройствами и системами, обеспечивающими стыковку АКА «МАКОС» и МКС- предлагается попеременно устанавливать: герметичный отсек полезной нагрузки

(на основе ОПН ГТК «Прогресс-М» - смотрите рис.1), крупногабаритные приборы и инструменты (телескопы различных спектральных диапазонов и тому подобное), малые КА, предлагаемые к выводу на рабочую орбиту при помощи АКА «МАКОС».

Для реализации миссии АКА «МАКОС» как межорбитального буксира должны также быть решены вопросы, связанные с обеспечением дозаправки его двигательной установки в условиях космического полета с борта МКС.

Также должна быть проработана возможность дополнительной стыковки разгонного блока «Фрегат» и функционирования подобного двухступенчатого варианта АКА «МАКОС»- буксира (доработки СУД, конструктивно-компоновочные изменения и т.д.).

Баллистический анализ возможностей АКА «МАКОС» по выведению МКА

Оценим достижимые параметры орбит МКА, для выведения на которые возможно использовать АКА типа «МАКОС» (пока оставим в стороне вопрос об использовании собственной двигательной установки МКА для довыведения на рабочую орбиту). Ограничением в этом случае является то обстоятельство, что формируемая АКА «МАКОС» орбита должна обеспечивать возможность его возвращения на монтажную орбиту станции для стыковки с ней и последующего обслуживания. Особенностью процедуры возвращения АКА «МАКОС» на монтажную орбиту является необходимость учета взаимного расположения плоскостей рабочей и монтажной орбит в пространстве (из-за различных прецессий) на момент старта. В оптимальном варианте энергетические затраты, связанные с возвращением АКА «МАКОС» на монтажную орбиту, не должны превосходить энергетических затрат по формированию рабочей орбиты.

При выборе параметров орбит необходимо учитывать требования, определяемые назначением МКА, совершающих межорбитальный переход. Так как задачи, решаемые буксируемыми МКА, могут быть достаточно многообразны, ниже проводится анализ и представлены зависимости, позволяющие выбирать параметры орбит для случаев решения отдельных типовых задач.

На рис.2 представлена зависимость энергетических затрат АКА «МАКОС» - буксира, который стартует с монтажной орбиты МКС для формирования круговых и эллиптических орбит с наклонением $i=51{,}6^{o}$. При расчете зависимостей рассматривалась двухимпульсная схема формирования рабочих орбит. Первым импульсом осуществляется перевод АКА «МАКОС»-буксира с опорной орбиты с $H_{кр}=400$ км и $i=51{,}6^{o}$ на эллиптическую орбиту перехода. В апогее переходной орбиты сообщается дополнительный импульс, доводящий апогейную скорость до местной круговой или обеспечивающий увеличение высоты перигея.

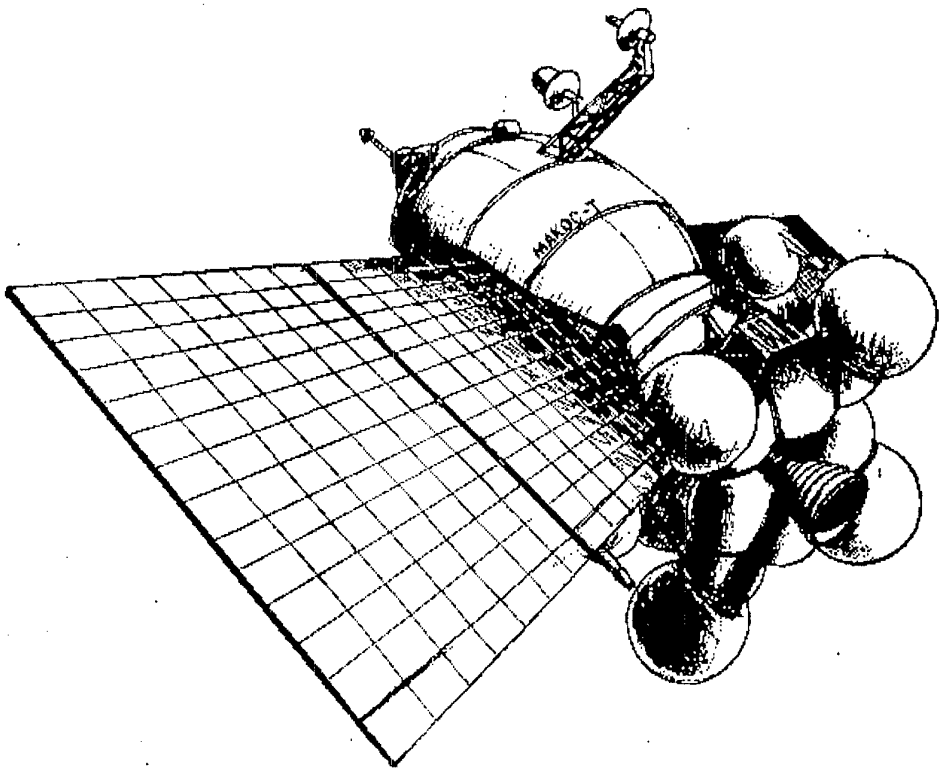


Рис. 1. Предполагаемый облик автоматического обслуживаемого КА «МАКОС-Т»

В.Лукьяненко

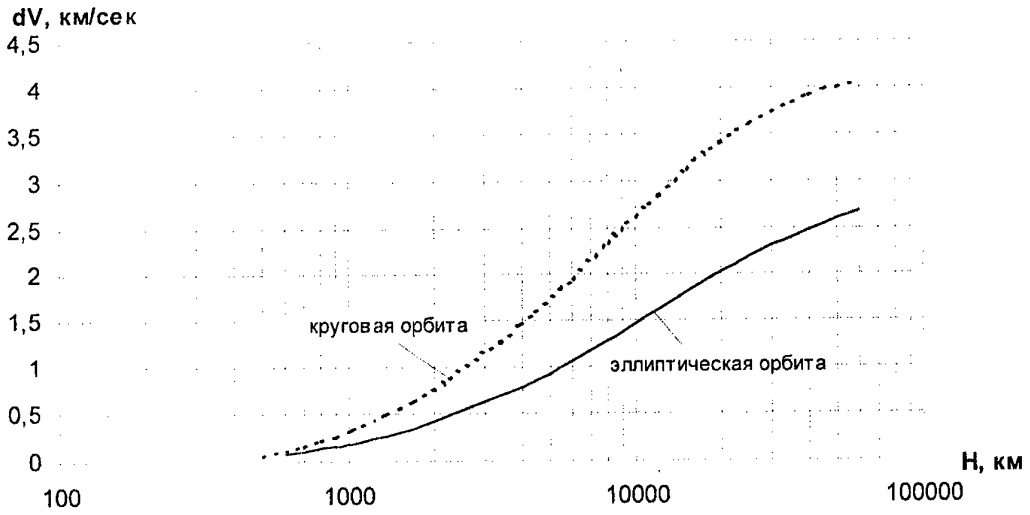


Рис. 2. Энергетические затраты (характеристической скорости) АКА для формирования рабочих орбит (I = 51,6 град, перигей эллиптических орбит - 500 км).

Запас характеристической скорости полностью заправленной двигательной установки АКА «МАКОС» (которую предполагается создавать на базе задела по разгонному блоку «ФРЕГАТ») составляет ~1700 м/сек. При подсоединении к АКА «МАКОС» еще одной аналогичной автономной двигательной установки (АДУ) запас характеристической скорости увеличится до ~2630 м/сек. Понятно, что процедуру подсоединения дополнительной двигательной установки придется производить на МКС с последующей заправкой двухступенчатого варианта АКА «МАКОС»-буксира.

Из графика рис.2 следует, что АКА «МАКОС» - буксир обладает следующими возможностями:

- в штатной конфигурации (с одной АДУ) - вывод на круговые орбиты с $i=51,6^0$ и высотами до ~2000 км, а также вывод на эллиптические орбиты с $i=51,6^0$, перигеем 500 км и апогеем до 4000 км;
- в конфигурации с двумя АДУ - вывод на круговые орбиты с $i=51,6^0$ и высотами до ~4000 км, а также вывод на эллиптические орбиты с $i=51,6^0$, перигеем 500 км и апогеем до 10000 км.

Проанализируем также возможности увеличения наклонения достижимой орбиты при межорбитальном маневрировании АКА «МАКОС»-буксира.

Зависимость энергетических затрат (приращения характеристической скорости ΔV) при формировании круговых рабочих орбит различного наклонения представлена на рис.3. При формировании таких орбит рассматривалась трехимпульсная схема орбитального маневрирования. При этом поворот вектора скорости и, соответственно, плоскости орбиты АКА «МАКОС»-буксира должен осуществляться импульсом, сообщаемым ему в апогее переходной эллиптической орбиты.

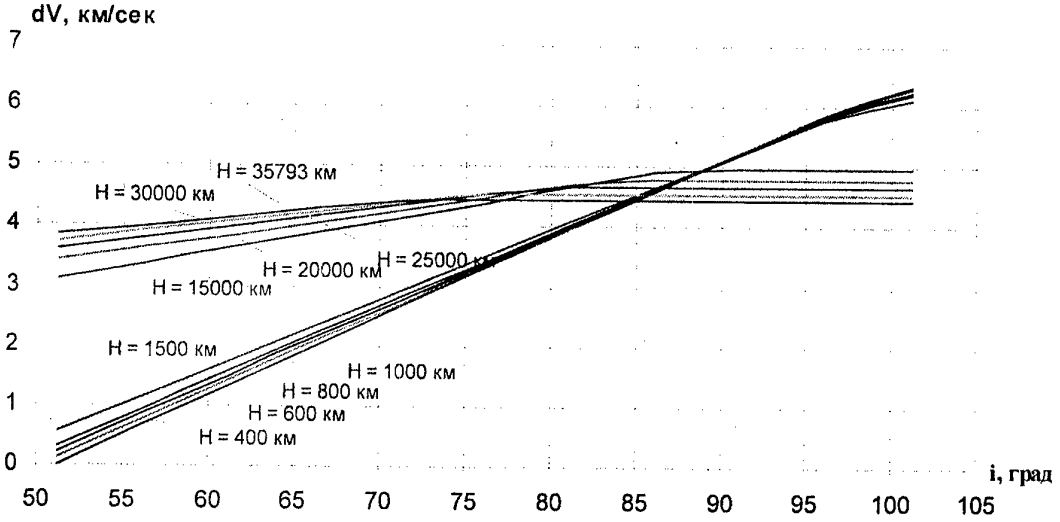


Рис. 3. Зависимость затрат характеристической скорости АКА от параметров формируемых круговых рабочих орбит.

Для больших углов поворота плоскости орбиты АКА «МАКОС»-буксира рассматривалась схема перехода через бесконечность. В этом случае АКА с помощью бортового двигателя переводится с опорной круговой орбиты на очень сильно вытянутую эллиптическую орбиту. Скорость его в апогее такой орбиты невелика, и разворот вектора скорости потребует незначительных энергетических затрат. Переход через «бесконечность» может оказаться практически выгодным, если речь идет не только об изменении наклонения орбиты, но и одновременно о ее подъеме. В случае малых углов поворота и невысоких орбит нет смысла переходить через «бесконечность». Как следует из рис.3, возможность увеличения наклонения рабочей орбиты АКА «МАКОС»-буксира с учетом необходимости его обратного возвращения ограничена из-за значительных энергетических затрат. Так, в штатной конфигурации АКА «МАКОС» - буксир может выйти на круговую орбиту высотой ~400 км и наклонением ~58^0; а в конфигурации с двумя АДУ - на круговую орбиту высотой ~400 км и наклонением ~62^0. Видно, что для изменения наклонения орбиты назначения нужны искать дополнительные альтернативы.

Возможность обратного возвращения АКА «МАКОС» - буксира с орбиты назначения на монтажную, помимо дополнительных энергетических затрат, связана с необходимостью выбора момента старта с орбиты назначения, минимизирующего энергетические затраты. В оптимальном случае энергетические затраты при возвращении АКА «МАКОС»-буксира на монтажную орбиту МКС могут быть равны затратам характеристической скорости, произведенным при формировании необходимой орбиты.

Выбор оптимального момента старта АКА «МАКОС»-буксира для возвращения с рабочей орбиты на монтажную регламентируется фактором различной прецессии орбит, отличающихся своими параметрами. Скорость прецессии плоскости орбиты назначения АКА «МАКОС»-буксира и плоскости монтажной орбиты МКС определяется скоростью совмещения узла орбиты,

положение которого характеризуется изменяющимся во времени углом долготы восходящего узла орбиты. На рис.4 представлена зависимость времени совмещения плоскостей орбиты назначения АКА «МАКОС»-буксира и монтажной орбиты МКС от высоты орбиты назначения. Рассматривается высота круговой орбиты либо высота апоцентра эллиптической орбиты, где наклонение орбиты назначения и монтажной орбиты МКС равны - 51,6°. Из представленных на этом рисунке зависимостей видно, что чем выше высота орбиты, тем меньше период времени до совмещения плоскостей орбит (узлов орбит). Для орбит назначения с высотой, незначительно отличающейся от монтажной орбиты МКС, это время может оказаться неприемлемо большим (700 и более суток) с точки зрения планирования процесса выведения МКА. В этом случае при необходимости оперативного возвращения АКА «МАКОС»-буксира на монтажную орбиту МКС возможно формирование промежуточных орбит с параметрами, обеспечивающими постоянное совпадение узлов орбит, то есть равенство скоростей прецессии, а с этих орбит МКА должны будут маневрировать при помощи собственной двигательной установки.

На рис.5 представлена зависимость периода согласования узлов монтажной орбиты и орбит назначения АКА «МАКОС» - буксира в зависимости от высоты и наклонения орбиты назначения. Видно, что достижимые орбиты назначения сопряжены с необходимостью длительного ожидания согласования узлов. Это требует дополнительного исследования.

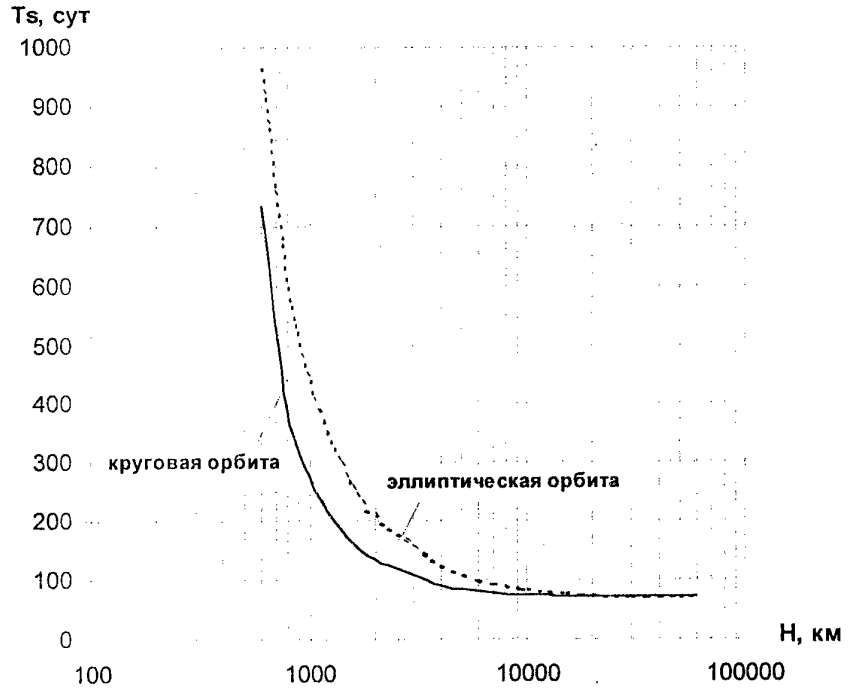


Рис. 4. Зависимость периодов совмещения восходящих узлов орбит назначения АКА "МАКОС" -буксира (i = 51,6 град) и монтажной орбиты МКС (H = 400 км, i = 51,6 град).

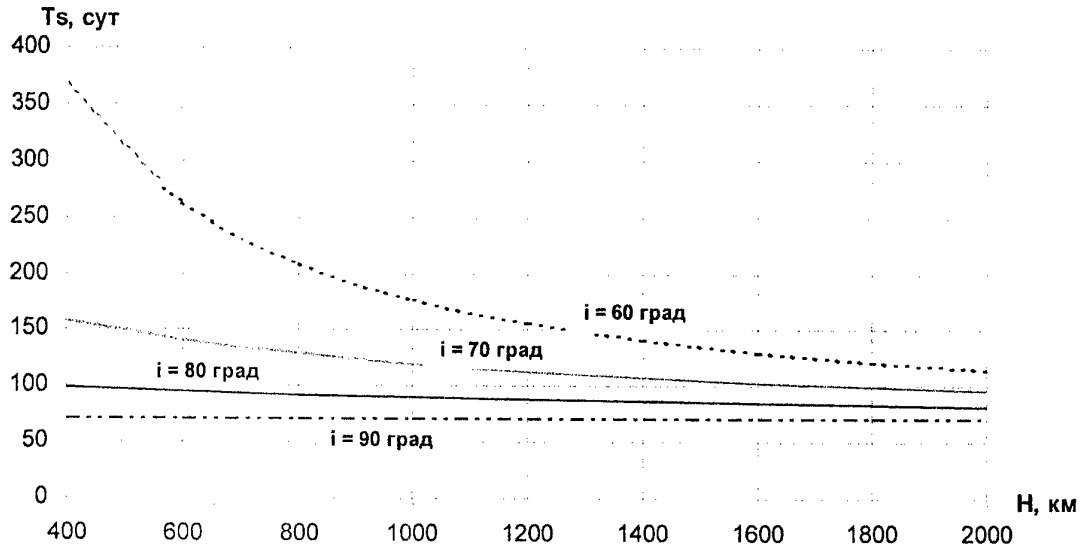


Рис. 5. Периоды совмещения восходящих узлов орбит назначения АКА "МАКОС" - буксира с наклонением, отличным от наклонения орбиты станции, и монтажной орбиты МКС.

Выводы.

АКА «МАКОС» в принципе может использоваться в качестве межорбитального буксира для выведения ряда перспективных МКА различного целевого назначения, а именно:

КА, предназначенных для исследований ионосферы и магнитосферы Земли -типа чешских КА «МАГИОН»[4]- на различных низко- и средневысотных эллиптических орбитах (с апогеем до 10000 км и с наклонением, совпадающим или близким с наклонением плоскости орбиты МКС);

КА, предназначенных для изучения верхней атмосферы Земли (типа предлагавшегося в проекте TSS-2[2]) на низких круговых орбитах высотой от 200 до 400 км;

экспериментальных КА мобильной связи (типа SAFIR-R2[2]) на низких орбитах высотой ~600 км и наклонением 62^0;

КА астрофизического назначения (типа ASTRO-SPAS, но меньшей размерности) на низких и средневысотных орбитах, в том числе - на эллиптических;

КА для мониторинга близких окрестностей МКС (включая определение характеристик окружающей станцию космической пыли), в том числе - дистанционного определения состояния внешних поверхностей модулей МКС.

В дальнейшем представляется необходимым проработать в рамках программы российского сегмента МКС вопросы использования АКА типа «МАКОС» в роли межорбитального буксира для МКА различного целевого назначения.

Работа велась в рамках Государственного контракта № 851-4876/96 от 20.06.1996г. по НИР «ПЛАСТИКА-2000» между РКА и ЦНИИМаш.

В.Лукьященко

Ссылки

1. V.Lukiashchenko, V.Borisov, V.Semenchenko, G.Uspensky, K.Yolkin «MAKOS-T» - A New Spacecraft for Conducting Experiments in Microgravity. Russian Space Bulletin, The Gordon & Breach Publishing Group, 1996, vol.1, No.4, 13-15.
2. Jane's Space Directory, Ed.by Andrew Wilson, 1996-1997, 12th edition, 1996.
3. Программа научно-прикладных исследований на ОПС «Мир» в 1999 году. 1998 год.
4. Агафонов Ю.Н., Войта Я., Триска П., Храпченков В.В. Субспутники проекта «ИНТЕРБОЛ». Космические Исследования, 1996, том 34, №4, стр.371-380.

SC «MAKOS» as Space Tug for Small Spacecrafts

V.Lukiashenko, V.Borisov, G.Uspensky, V.Semenchenko, N.Komissarov, G.Babkina,
V.Prudkoglyad, G.Folomkina, K.Yolkin
TSNIIMash
141070 Korolyov, Moscow Region
Pionerskaya Street, 4
Fax: (095) 513-42-92

Abstract

At present time TSNIIMash in collaboration with RSC «Energia», KB Photon, Lavochkin Association, Space Research Institute RAS is developing project of an automatic spacecraft for multi-purpose use, serviceable in space at periodic docking with the International Space Station (so-called Project «MAKOS» - Russian abbreviation of «Multi- mission Automatic Space Serviceable System»[1]). On base of «MAKOS» spacecraft (spacecraft mass - 7,200 kg, payload mass - from 750 kg to 2,000 kg) it is suggested to carry out flexible researches in many space sciences. In connection with intensive developments of small spacecrafts (SSC) for different purposes, in frames of the «MAKOS» Project it has been considered possibility of its use as space tug for SSC, that can make easier transfer of SSC in working orbits. It is revealed that in this way it is possible: firstly, to implement new scenario of SSC missions (SSC piggy-back delivery to the ISS by ferries, its integration or other operations with it onboard the ISS, providing of the SSC injection in assigned orbit with help of «MAKOS» SC) what can significantly develop the ISS Program; secondly, to ensure certain advantages in operations with SSC either fuel savings or additional gauging and tests (and so on) onboard ISS and in its neighborhood.

Setting up a Problem

Problem of coordination in manned and automatic programs of space researches is actual one because of necessity in increasing of space researches effectiveness at saving of available resources and funds.

Owing to this, it is necessary to use both ISS modules and free-flyers, included in the ISS infrastructure (here also small spacecrafts, managed from Earth and if necessary from the station).

Use of free-flying modules with mass of several tons (as it is foreseen in the «MAKOS» Project concept[1]) allows to make the ISS Utilization Program more flexible, seeing that it can significantly increase effectiveness of experiments carrying out in space material sciences, fluid physics, in Earth sciences and in several disciplines of astrophysics. It will take place onboard automatic spacecrafts with long lifetime (not less that 3 years), research program will have many cycles, and resources of SC subsystems and its payloads will be utilized at maximum extent, no needs in repeated launches from Earth (expenditures for them are sharply growing). This program should be coordinated with the ISS Utilization Program, and in progress of this Program the ISS should transform

into station for servicing, logistic support and payloads replacements of the automatic laboratory onboard SC of such type. The ISS also should transform into laboratory for preliminary selections of obtained results and their preparing to delivery on Earth by recovery capsules «RADUGA», «SOYUZ-TM» ferries recovery vehicles, and onboard an Orbiter "Space Shuttle".

As for SSC use, it is suppose to include in ISS operations program: operations on SSC (or its main elements) delivery onboard the ISS, SSC subsequent integration, SSC injection in its working orbit, possible control for SSC mission from the ISS, operations on possible return of SSC to the ISS for the SSC future re-use. This proposal develops approach of missions like German-Russian Project «INSPECTOR»[2], as well as one in the Project «SPIRAL»[3], which is under development. Disadvantages of these projects: for the «SPIRAL»- use of low-thrust engines with significant resource for a SSC in-orbit injection, which needs in long time; for «INSPECTOR»-like projects - only close neighborhood of the ISS will be investigated. To widen possibilities of the ISS use as base for SSC with different tasks is possible by space tug. Let consider version of SC «MAKOS» as this tug.

Following this way, it seems as necessary to evaluate possibilities of SC «MAKOS» use for SSC injection in working orbits.

Evaluation of SC "MAKOS" as a Space Tug

Possibilities of Design Modification

SC "MAKOS-T" Project is developing also on the base of Lavochkin Association technological experience in projects of Mars exploration ("Fobos" and "Mars-96" Projects). Design developments on integration of jettisoned vehicles for Fobos and Mars in-situ studies (Long-lived Autonomous Station and Probe "PROP" in the "Fobos" Project, Small Stations and Penetrators in the "Mars-96" Project) and Instruments-Engines Compartment, and Autonomous Propulsion Unit had been developed in frames of Projects "Fobos" and "Mars-96". These developments are suggested to use in the Project "MAKOS", proposing installation of unified adapter on the Instruments-Engines Compartment. On the Compartment it is also suggested to install (together with units for rendezvous and docking SC "MAKOS" and ISS) in turn: pressurized compartment for payloads (on base of ferry "Progress-M" payloads compartment - see Fig.1), large-sized scientific instruments (different spectral ranges telescopes and so on), and small spacecrafts, which could be placed in their working orbits with help of SC "MAKOS".

To implement mission of SC "MAKOS" as inter-orbital tug we must solved problems concerning re-fueling of its propulsion system from board of the ISS in circumstances of spaceflight.

Also we will work out: possibility of attachment to SC "MAKOS" additional booster "FREGAT", and such two-stages version of SC "MAKOS"-tug operations (including issues on movement control system modification, changes in design etc.).

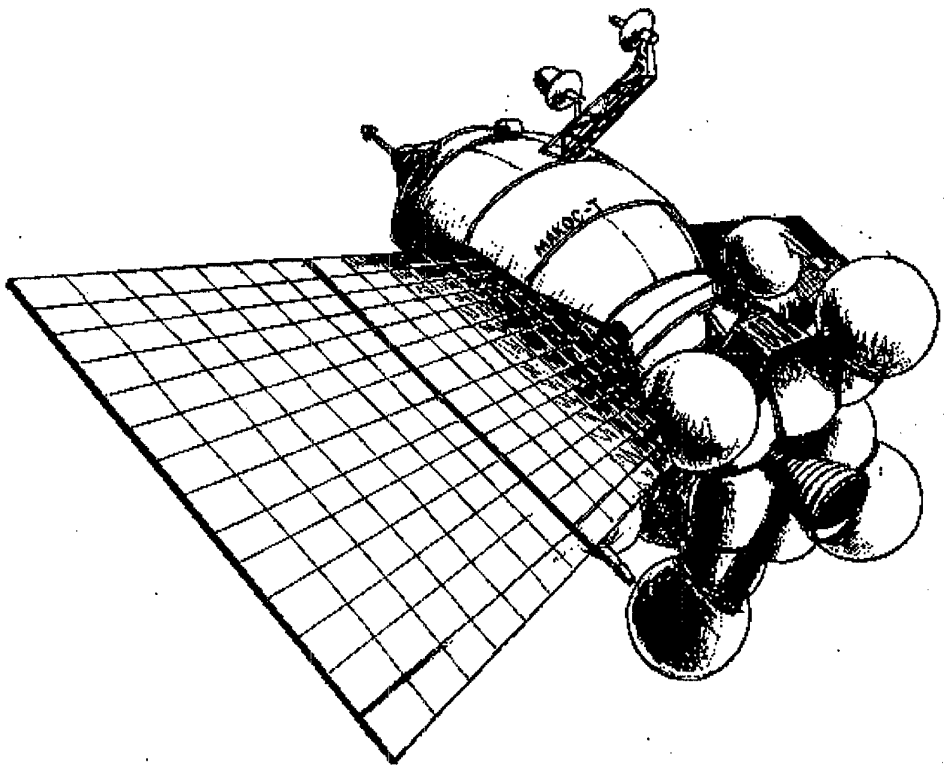


Fig. 1. Possible view of SC «MAKOS-T».

Ballistic Analysis of SC "MAKOS" Possibilities on SSC in-orbit Injection

Let evaluate achievable parameters of SSC orbits, injection in which are possible with help of SC "MAKOS"-type (in this paper we don't consider issue on use of SSC propulsion for subsequent additional pulse to reach assigned orbit). Limitation in this case is the fact, that orbit achieved by SC "MAKOS" must provide its reliable return in the Station rendezvous orbit for subsequent docking with it and SC "MAKOS" servicing. Peculiarity of SC "MAKOS" return in ISS rendezvous orbit is necessity to take in mind mutual spatial position of working orbit's and rendezvous orbit's planes at initial time of maneuver (because of their different precessions). In optimal case expenditures of energy, connected with SC "MAKOS" return in the ISS rendezvous orbit, must not exceed expenditures of energy on working orbit transfer.

Choosing of available orbits parameters, it is necessary to account requirements from certain SSC, which will be transferred in its working orbit by the tug. Because tasks of transferred SSC may be different, below we analyze ballistic options and give some relationships in form of graphs, which allow us to select orbit parameters for special SSC choices.

Figure 2 depicts dependence between energy expenditures of SC "MAKOS"-tug, which would fired from the ISS rendezvous orbit to transfer into circular and elliptic orbits with inclination of $i=51.6^0$. At calculating these dependencies we consider two-pulse scheme of transfer into working orbit. By the first pulse SC "MAKOS"-tug can be transferred from basic orbit with altitude $H_{cir}=400$ km and $i=51.6^0$ into elliptic interim orbit. In apogee of the orbit SC "MAKOS"-tug can be additionally pulsed, that increases its apogee velocity up to local circular one or ensures perigee height increment.

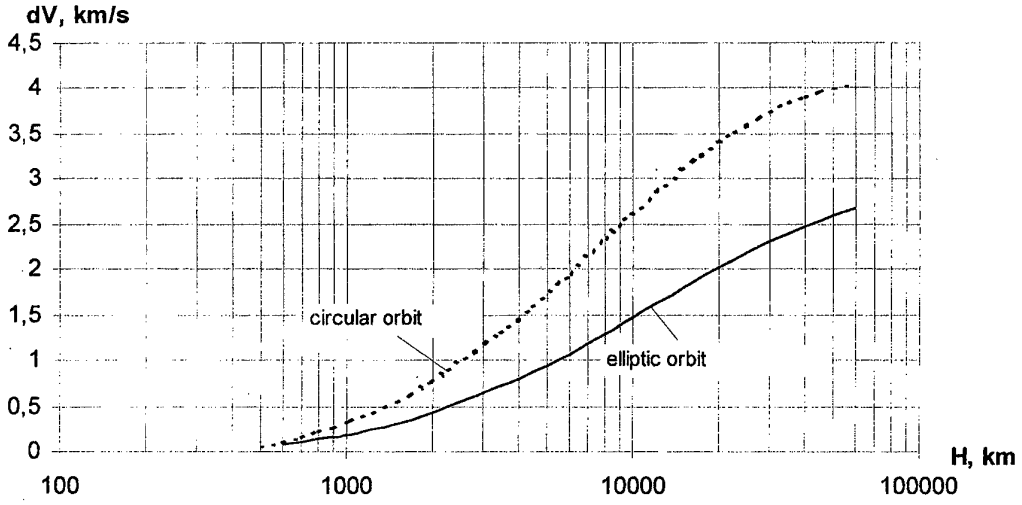


Fig. 2. Expenditures of energy (characteristic velocity - dV) for SC injected in orbits with altitudes H (i = 51.6 deg., elliptic orbits perigee - 500 km).

Characteristic velocity margin for fully fueled propulsion unit of SC "MAKOS" (which is suggested to develop on basis of the booster "FREGAT") is ~1700 m/s. Attaching SC "MAKOS" another analogous Autonomous Propulsion Unit (APU), margin of characteristic velocity can be increased up to ~2630 m/s. It is clear that operation on

additional propulsion unit attachment would be carried out on the ISS with subsequent fueling of SC "MAKOS"-tug two-stage version.

Analysis of graph on fig.2 :reveals that SC "MAKOS"-tug has following possibilities:

- in basic composition (with one APU) - injection in circular orbits with i=51.6^0 and altitudes up to ~2000 km, as well as injection in elliptic orbits with I=51.6^0, perigee 500 km and apogee up to 4000 km;
- with two APU - injection in circular orbits with i=51.6^0 and altitudes up to ~4000 km, as well as injection in elliptic orbits with I=51.6^0, perigee 500 km and apogee up to 10000 km.

Let also consider possibilities of achievable orbit inclination growing at inter-orbital maneuver of the SC "MAKOS"-tug.

Dependence of energetic expenditures (increment of characteristic velocity ΔV) at injection in circular working orbits with different inclination is depicted in Fig.3. Three-pulses sequence of maneuvers was considered for injection in these orbits. According the sequence, turn of velocity vector and, correspondingly, plane of the SC "MAKOS"-tug shall be fulfilled by pulse in apogee of the interim elliptic orbit.

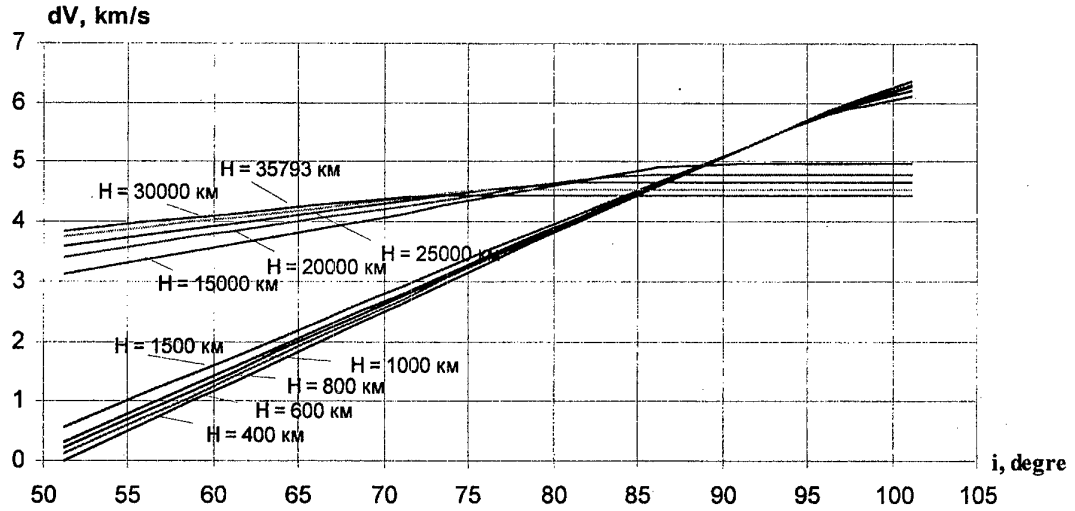


Fig. 3. SC Characteristic velocity expenditures via parameters of circular working orbits.

For large values of SC "MAKOS"-tug orbit plane's turn angles we've considered version of transfer through infinity. In this case SC "MAKOS"-tug transfers from basic circular orbit into high eccentric elliptic orbit with help of main propulsion unit. SC velocity in apogee of such orbit is not great, and turn of velocity vector needs in small expenditures of energy. Pass throughout "infinity" may occur more profitable, when it is necessary both to change of orbit inclination and to increase simultaneously its altitude. In case of small turns and low orbits it is not any sense in transfer throughout "infinity". As follows from fig.3, possibility to increase inclination of SC "MAKOS" assigned orbit (accounting need in its return) is limited by considerable energy expenditures. So, for SC "MAKOS"-tug basic composition it can achieve circular orbit with altitude ~400

km and inclination ~58^0; and for two-APU version it can achieve circular orbit with altitude ~400 km and inclination ~62^0. It is obvious that to change significantly final orbit inclination needs in another alternative.

Possibility of SC "MAKOS"-tug return from assigned orbit into the ISS rendezvous is connected (besides additional energy expenditures) with time selection of SC start from assigned orbit, what can make minimal energy expenditures. In optimal case energy expenditures for SC "MAKOS"-tug return into the ISS rendezvous orbit may be equal to reduction of characteristic velocity at transfer into assigned orbit.

Selection of optimal time for SC start to return from assigned orbit into the ISS rendezvous orbit is determined by fact of different precessions in case of orbits with not-coincided parameters. Precession rate of SC «MAKOS»-tug and of the ISS rendezvous orbit is determined by rate of orbits nodes shift (these nodes position is defined by time-variable angle of the orbit' ascending node longitude). In fig.4 one can see dependence between time for coincidence of orbital planes (assigned SC «MAKOS»-tug orbit ÷ ISS rendezvous orbit) and assigned orbit height. It is considered height of circular orbit or apogee height of elliptic orbit, where inclinations of the assigned orbit and ISS rendezvous orbit are equal 51.6^0. Analyzing graph on fig.4, one can conclude that at higher heights of orbits we obtain less time period till coincidence of orbits planes (orbits nodes). For orbits with heights slightly differed from height of the ISS rendezvous orbit this time may be unacceptable long (700 and more days) from point of view to plan SSC injection scenario. In this case, if necessity of the SC «MAKOS»-tug fast return in the ISS rendezvous orbit exists, it is possible to form interim orbits with parameters, which provide constant coincidence of orbits nodes (equal precession rates). From these orbits SSC should maneuver with help of own propulsion unit.

Fig.5 depicts relation between time period of orbital nodes (for assigned SC «MAKOS»-tug orbit and ISS rendezvous orbit) coincidence and assigned orbit parameters (height and inclination). One can see that achievable orbits are coupled with necessity to wait nodes coincidence during long time. This needs in additional study.

Conclusions

SC «MAKOS» can be used (in principle) as space tug for in-orbit injection SSC with various missions, namely:

small spacecrafts designated for Earth ionosphere and magnitosphere investigations - like Czech SSC MAGION[4]- in various low and middle-height elliptic orbits with inclinations coincided or near to the ISS one;

spacecrafts designated for Earth atmosphere high layers - like spacecraft proposed in the Project TSS-2[2] - in low circular orbits with heights from 200 km to 400 km;

experimental/technological spacecrafts for mobile communication - like SAFIR-R2[2]- in low orbits with height ~600 km and inclination 62^0;

spacecrafts designated for astrophysical studies - like ASTRO-SPAS, but less sizes and mass - in low and middle-height orbits, including elliptic ones;

spacecrafts designated for the ISS environment monitoring (including tasks to determine characteristics of space debris and dust surrounded the station) and remote viewing of the ISS modules external surfaces state.

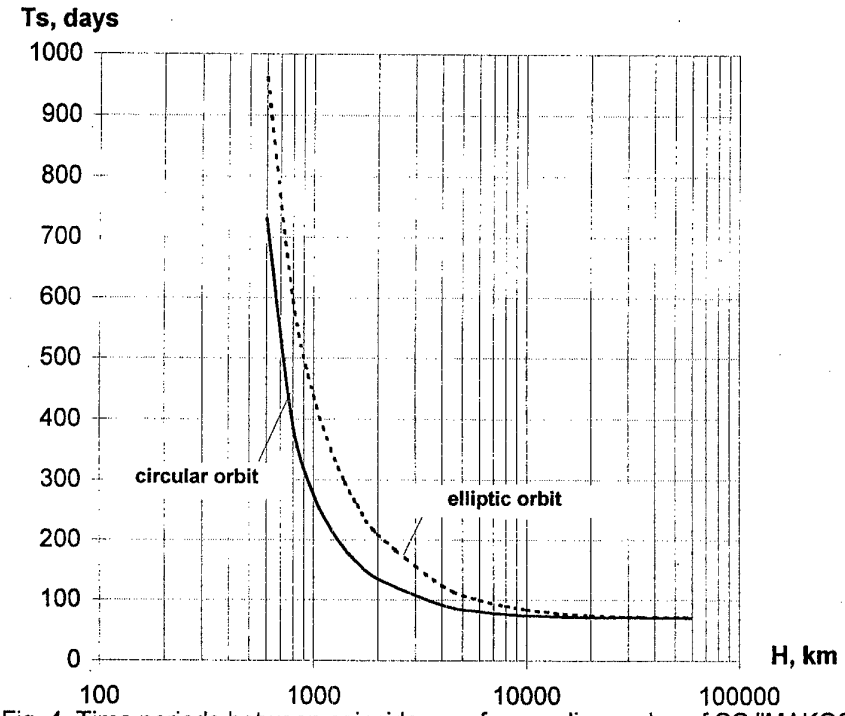


Fig. 4. Time periods between coincidence of ascending nodes of SC "MAKOS -tug assigned orbit (I=51.6 degr.) and ISS rendezvous orbit (H = 400 km, i = 51.6 degr.) via height of the assigned orbit.

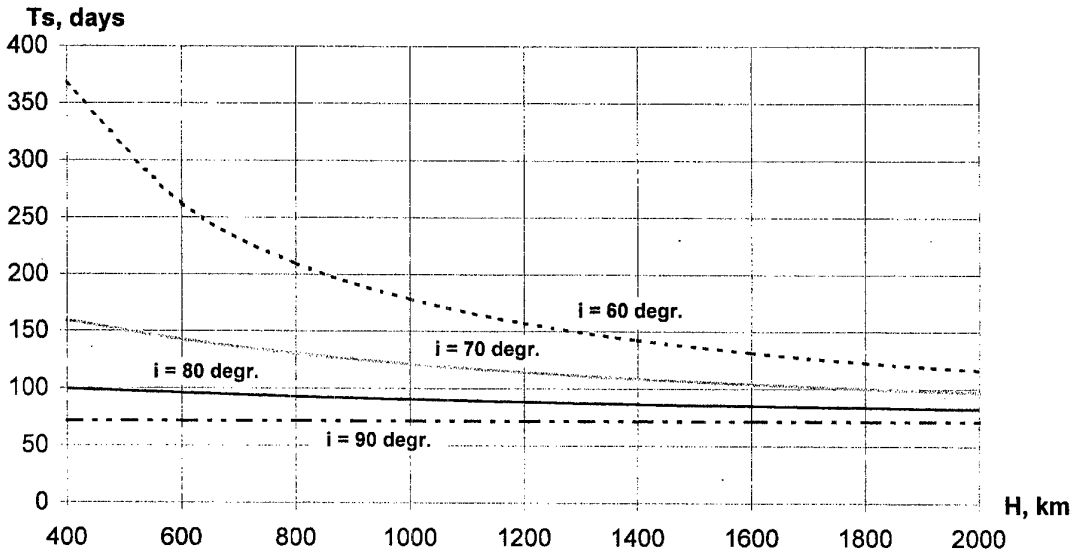


Fig.5. Time periods between coincidence of ascending nodes of SC "MAKOS"-tug assigned orbit (with inclination differed from one of ISS) and ISS rendezvous orbit via height of the assigned orbit.

Developing such approach, it seems as expedient to carry out issues of SC «MAKOS»-type use as space tug for small spacecrafts with different missions in frames of the ISS Russian Segment Utilization Program.

Works on issues of the paper are conducting in frames of the State Contract #851-4876/96 of 06/20/1996 (Research Work «PLASTIKA-2000») between Russian Space Agency and TSNIIMash.

References

1. V.Lukiashchenko, V.Borisov, V.Semenchenko, G.Uspensky, K.Yolkin «MAKOS-T» - A New Spacecraft for Conducting Experiments in Microgravity. Russian Space Bulletin, The Gordon & Breach Publishing Group, 1996, vol.1, No.4, 13-15.
2. Jane's Space Directory, Ed.by Andrew Wilson, 1996-1997, 12th edition, 1996.
3. Program on scientific studies and applications onboard the Orbital Manned Station «MIR» in 1999. Moscow, Russian Space Agency and Russian Academy of Sciences, 1998 (in Russian).
4. Agafonov Yu.N., Voita J., Triska P., Khrapchenkov V.V. Subsatellites of the «INTERBALL» Project. Space Researches, Moscow, 1996, vol.34, #4, 371-380 (in Russian).

Оценка возможности использования малых транспортных КА для увода с геостационарной орбиты космических объектов, в том числе крупногабаритных элементов " космического мусора "

В.Кузьминов, А.Рембеза, В.Хегай
ЦНИИМаш
141070 г.Королев, Московская область
ул.Пионерская, 4
Факс: (095) 513 5420, (095) 513 4400

Рассматривается решение проблемы техногенного засорения области околостационарных орбит (ОСО) крупногабаритными элементами "космического мусора" (ЭКМ) путем их уводов на орбиты " захоронения" с помощью специальных межорбитальных буксиров (малых транспортных КА).

Определены основные целевые задачи расчистки области ОСО от ЭКМ, состав и структура рационального варианта построения космической системы расчистки на основе космической платформы-носителя (КПН) с автономными отделяемыми модулями-буксирами (АОМБ).

Оценены основные технические характеристики орбитальных комплексов (КПН и АОМБ) системы.

В настоящее время освоение космического пространства, в том числе области околостационарных орбит (ОСО), стало одним из неотъемлемых и важных направлений деятельности человечества и охватывает области телевидения, связи, навигации, наблюдения за Землей, метеорологии и др. Дальнейшее интенсивное использование спутников на близких к геостационарной орбите (ГСО) ведет к росту числа выводимых в область ОСО как активных КА, так и вышедших изстроя КА, верхних ступеней РН, ракетных блоков и элементов их конструкции. Эти пассивные космические объекты образуют рупногабаритный (с характерным размером более полуметра) техногенный "космический мусор" (КМ) в окрестности ГСО, который кроме оздания опасности столкновения с активным КА в ряде случаев может нарушать условия для нормального функционирования установленной на борту действующих КА радиолокационной и оптико-электронной аппаратуры.

Наращивание существующего уже значительного уровня "засоренности" области ОСО стало преобретать угрожающий характер. В этой связи решение проблемы устранения техногенного засорения рассматриваемой области является актуальной задачей. Среди возможных ее решений наряду с превентивными мерами борьбы с засорением КМ, в т.ч. связанными с уводом КА к концу его активного функционирова-

ния на орбиту "захоронения", рассматривается непосредственная расчистка области ОСО путем уводов элементов " космического мусора " (ЭКМ) с помощью специальных межорбитальных буксиров.

Характер влияния объектовой обстановки по ЭКМ на функционирование активных КА определяет и разные целевые задачи расчистки области ОСО от ЭКМ межорбитальными буксирами. Проблема расчистки ОСО от "космического мусора" может быть условно разделена на 3 вида задач:

Задача А. Расчистка области ОСО от ЭКМ до допустимого фиксированного уровня засоренности (около 400 ЭКМ) за заданное время (Тз).

Задача Б. Поддержание заданного уровня засоренности области ОСО на временном интервале Тз.

Задача В. Предотвращение кризисных ситуаций, возникающих около активных КА из-за опасных сближений с ЭКМ.

Совокупность межорбитальных буксиров, каждый из которых представляет собой космическую платформу-носитель (КПН) с автономными отделяемыми модулями-буксирами (АОМБ), представляющими собой по сути малые транспортные КА, а также комплексов наземных средств управления, транспортных систем выведения КПН на орбиты и внешних привлекаемых средств координатно-информационного обеспечения образуют космическую систему (КС), предназначенную для расчистки области ОСО от ЭКМ. Упрощенная функциональная схема КС приведена на рис.1.

Каждая космическая платформа-носитель выводится в заданную точку "стояния" на ГСО (или на околостационарную орбиту "базирования"), из которой непосредственно начинается выполнение целевых задач. При этом КПН может либо обеспечивать последовательный облет заданных ЭКМ с "прицельным" пуском по ним бортовых АОМБ, либо осуществлять (из точек "стояния") последовательные пуски находящихся на ее борту АОМБ для уводов ими "своих" ЭКМ. На борту отельной КПН может находиться до 6-:-10 АОМБ.

Уточнения параметров движения КПН производится с помощью как бортовой автономной системы, так и внешней привлекаемой навигационной системы (например, типа "Глонасс").

Целеуказание (ЦУ) для каждого АОМБ готовится в центре формирования каталога объектовой обстановки и выдачи ЦУ. По решению командного пункта управления (КПУ) оно задается на КПН через средства приема и передачи информации (связи и ретрансляции). В центре формирования каталога осуществляется постоянное слежение за целевой обстановкой, формируемой по данным наблюдений за космическими объектами (КО) с информационных средств наземного и космического базирования.

Полет АОМБ к ЭКМ после отделения от КПН осуществляется в автономном режиме по заложенному полетному заданию: при достижении дальности действия бортовой информационной системы (БИС)

АОМБ производится ее включение, поиск ЭКМ и его захват “пассивной " оптико-электронной аппаратурой БИС, далее осуществляется сближение с ЭКМ с использованием информации от локационных средств БИС, механический захват ЭКМ устройством захвата АОМБ и его увод на орбиту "захоронения". После проведения каждого этапа акции увода АОМБ выдает сигнал о выполнении операции на КПУ.

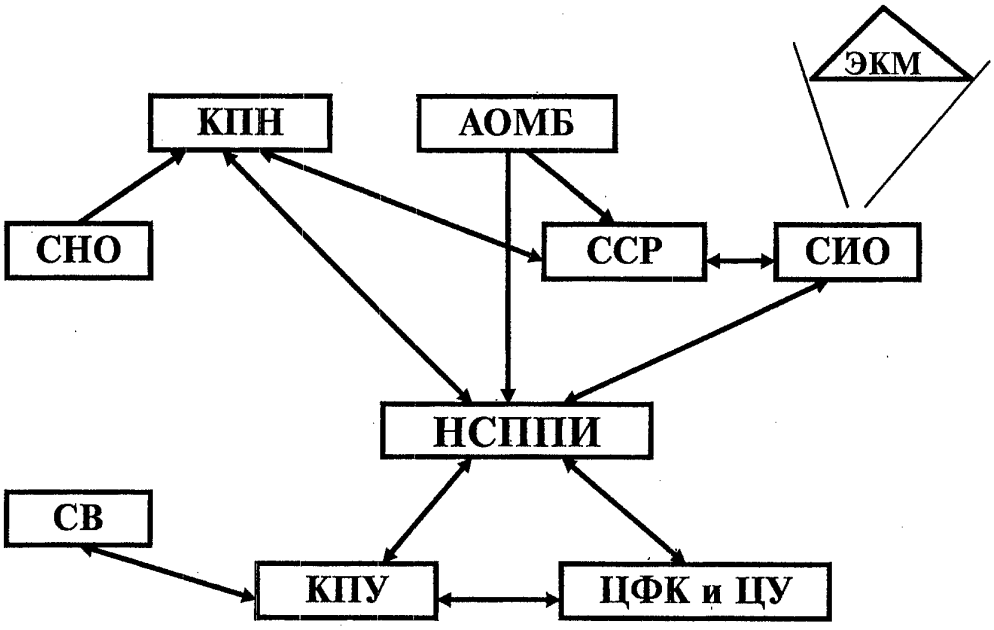


Рис. 1.

КПН - космические платформы-носители
АОМБ - автономные отделяемые модули-буксиры
ЭКМ - элементы "космического мусора"
СНО - средства навигационного обеспечения
СИО - средства информационного обеспечения
ССР - спутники связи и ретрансляции
СППИ - средства приема и передачи информации
КПУ - командный пункт управления
ЦФК и ЦУ - центр формирования каталога и выдачи целеука заний
СВ - средства выведения КПН на орбиту.

КПН после пуска своего последнего АОМБ переводятся на орбиту "захоронения".

Запуски новых КПН с АОМБ на рабочие орбиты осуществляются средствами выведения и планируются на КПУ в соответствии с графиком проведения расчистки от ЭКМ области ОСО.

Результаты расчета вариантов решения 3-х видов задач расчистки области ОСО от ЭКМ позволяют сделать следующие основные выводы:

1. Для современного уровня засоренности и динамики ее изменения в области ОСО (на начало 1998 г. насчитывается около 500 крупногабаритных КО - элементов "космического мусора", ежегодный прирост равен не менее 25 ЭКМ) расчистка этой области КП, а именно решение задач А и Б, становится актуальной уже на данном этапе времени. Это обстоятельство в частности подтверждается полученными результатами решения задачи А, указывающими на необходимость обеспечения высоких темпов запусков КПН (до ~8 раз в году) в течение 10 лет, что является уже критичным как по экономическим, так и по временным факторам.

2. Оценки, полученные для различных вариантов темпа засорения области ОСО ЭКМ, показывают на важность превентивных мер по снижению уровня засоренности. И одной из таких мер является увеличение срока активного существования КА на ГСО до 10-:-15 лет.

В этом случае обеспечивается снижение скорости прироста ЭКМ всреднем на 5 ед. в год. Тогда потребный среднегодовой темп запусков КПН на орбиты может находиться на уровне 3-:-4 ед.

3. В целом результаты решения указанных задач с учетом отводимого для этого времени позволяют:

- определить рациональный состав КПН на орбите;
- определить необходимое количество АОМБ на КПН;
- определить рациональные "точки стояния" выводимых КПН;
- обосновать необходимый уровень энерговооруженности (запаса
- характеристической скорости на маневры) каждого АОМБ;
- определить требования к длительности акции увода опасного ЭКМ;
- предъявить требования к внешним привлекаемым средствам и т.д.

Возможные ТТХ рассматриваемой системы расчистки, полученные по результатам проведенных исследований, приведены в таблице 1.

Одним из основных элементов рассматриваемой системы является специальная КПН.

В состав КПН должны входить:

- АОМБ;
- транспортно-пусковые контейнеры, обеспечивающие необходимые условия хранения АОМБ на борту КПН;
- ОДУ для приведения КПН в "точку стояния" на рабочей орбите "базирования", ориентацию и стабилизацию КПН и выдачи импульсов для перелета на свою орбиту "захоронения";
- бортовые системы (управления, энергоснабжения, терморегулирования и др.).

Возможные характеристики КПН приведены в таблице 2.

Таблица 1.

№ п/п	Характеристика	Ед. изм.	Значение
1	2	3	4
1.	Решаемые целевые задачи: - расчистка области ОСО от ЭКМ до фиксированного уровня засоренности за заданное время, - поддержание допустимого уровня засоренности на заданном интервале времени, - оперативное предотвращение кризисных ситуации, образующихся при опасном сближении ЭКМ с КА.		
2.	Состав системы: - орбитальная группировка КПН с АОМБ; - информационно-управляющий контур, состоящий из командного пункта управления, центра формирования каталога ЭКМ и выдачи целеуказаний, средств приема и передачи информации; - привлекаемые внешние информационные системы; - системы транспортно-технического обеспечения.		
3.	Количество КПН в системе	шт.	3-4
4.	Количество АОМБ на одном КПН	шт.	6
5.	Параметры орбит "базирования" КПН:		
	- тип		околостационарная
	- высота	км	35800 ± 1500
	- наклонение	рад	0-:-15
	- долгота "точки стояния"	рад	0-360
6.	Длительность увода одного ЭКМ одним АОМБ	сут.	до 7

Продолжение таблицы 1.

1	2	3	4
7.	Параметры орбиты "захоронения":		
	- тип		около-круговая
	- высота	км	~39000; ~36100
	- наклонение	град	0-:-15
8.	Параметры уводимых ЭКМ:		
	- масса	кг	~1500
	- габаритные размеры корпусов:		
	в форме призмы	м	2x3x6
	в форме цилиндра	м	4x6
9.	Привлекаемые внешние системы:		
	- наблюдения и контроля КП		наземная СККП и космическая система наблюдения за КО в области ОСО
	- связи и ретрансляции		радиолинии космической и наземной сети связи
	- навигации		ЕКНС типа "Глонасс"
10.	Система транспортно-технического обеспечения		РН типа "Протон" с РБ, ТК и СК

Таблица 2

№ п/п	Характеристика	Ед. изм.	Значение
1.	Масса выводимой на орбиту "базирования" КПН	кг	2770
2.	Суммарный запас характеристической скорости	м/с	~200
3.	Количество АОМБ	шт.	6
4.	Время активного существования	мес.	1-3
5.	Габаритные размеры:		
	- диаметр	м	~4.0
	- длина	м	~1.4

В соответствии с целевым назначением в состав АОМБ, должны быть включены следующие бортовые средства:

- устройство захвата ЭКМ;
- бортовая информационная система;
- бортовой комплекс управления в составе СУД, СУБА, БЦВК, СТИ;
- систему электроснабжения;
- объединенную двигательную установку;
- аппаратуру связи и систему терморегулирования.

Возможные технические характеристики АОМБ приведены в таблице 3.

Таким образом, полученные оценки основных технических характеристик орбитальных комплексов космической системы расчистки показывают на принципиальную возможность решения проблемы засорения области ОСО от ЭКМ путем их увода на орбиты "захоронения" с помощью малоразмерных КА-буксиров.

Таблица 3

№ п/п	Характеристика	Ед. изм.	Значение
1.	Стартовая масса АОМБ	кг	~270
2.	Тип бортовой информационной системы		оптико-электронная аппаратура + лазерный дальномер
3.	Запас характеристической скорости при уводе ЭКМ на орбиту "захоронения" с превышением по высоте:	м/с	
	- на 3000 км		2100
	- на 300 км		~870
4.	Время активного существования	мес.	5-:-7
5.	Габаритные размеры:		
	- диаметр	м	~1.12
	- длина	м	~1.1

Assesment of possibility to use small transportation spacecraft to remuve from geostationary orbit space objects including lage elements of space debris.

V. Kuzminov, A. Rembeza, V. Khegai
TsNIIMash
Korolev Moscow Region, Pionerskaya str. 4,
141070 RUSSIA
FAX: (095) - 513 - 5420

There are considered ways to settle the problem of techno-genic contimination of near-geostationary orbit (NGO) space with lage-sized debris (LSD) by means of transferring them to disposal orbits with the help of dedicated inter-orbit boosters (small trasportation spacecraft).

Defined are main pupouse tasks connected with cleaning of the NGO from LSD, composition and structure of a ration verson of a cleaning space system basing on space carrier platform (SCP) with autonomouse detachable tug-modules (ADTM).

Main technical perfomance of orbital vehicles (SCP and ADTM) are also assessed.

Исследование вопросов возможности создания глобальной космической системы инспекции на базе малогабаритных КА

Райкунов Г.Г., Рембеза А.И., Романовский Л.М., Кубанов А.А.

ЦНИИмаш,
Российского космического агентства
141070 г. Королев, ул. Пионерская 4
Факс: (095)-187-1511

Система предназначена для контроля за соблюдением международных соглашений о запрещении милитаризации космического пространства. Она обнаруживает космические объекты, получает данные о текущих параметрах их движения и проводит необходимые измерения в окрестности контролируемого объекта.

Основу системы составляют КА, оснащенные оптико-электронной приемной аппаратурой и малогабаритными средствами доставки измерительной аппаратуры в окрестность контролируемого объекта.

В докладе проведен анализ массо-энергетических характеристик составных элементов системы.

Структурная схема системы отражает состав и взаимодействие основных и вспомогательных элементов.

Creation Problems Study of Global Inspection Space System on the Base of Small Space Vehicles

Raykunov G.G., Rembeza A.I., Romanovsky L.M., Kubanov A.A.

TsNIIMash RSA
Pionerskaya, 4, Korolyov City Moscow Region,
141070, Russia
Fax:(095)-187-1511

The system is intended for supervision of the international agreements on space militarization prohibition maintenance. The system detects space objects, their movement parameters data acquisition and performs required measurements in the area around the monitored object.

Small-sized SV are equipped with opto-electronic detection instruments and with means for delivery of the measurement instruments to the location of the monitored object.

Analysis of SV mass-power characteristics and the system composition and its primary and support interfaces are described in the report.

Использование орбитальных тросовых систем при выведении малых КА (МКА) на рабочие орбиты и в ходе операций по возвращению МКА с целью их последующего повторного использования

В.Лукьященко. В.Борисов, Г.Успенский, В.Семенченко, Н.Комиссаров,
С.Федоров. В.Прудкогляд, А.Даниленко, С.Лягушина, А.Цыбулин, К.Елкин
ЦНИИМаш
141070 г.Королев, Московская область,
улица Пионерская, 4
Факс: (095)513-42-92

Реферат

Предлагается концепция использования МКС как центра подготовки и управления эксплуатацией МКА, функционирующих в инфраструктуре МКС. В рамках концепции рассматриваются перспективы использования МКА различного назначения, в том числе - периодически обслуживаемых с помощью технических средств МКС. Предлагается применять орбитальные тросовые системы как для осуществления межорбитальных переходов МКА, так и для организации экспедиций привязных субспутников. В этой связи в работе рассматриваются перспективы тросовых систем отечественной разработки (которые могут быть размещены как на борту АКА типа «МАКОС»[1], грузовых транспортных кораблей «Прогресс-М», так и на борту модулей российского сегмента МКС).

Полученные оценки показывают эффективность применения тросовых систем с точки зрения существенной экономии (до 80%) бортовых запасов топлива МКА, что способно как значительно продлить срок его полета, так и - при необходимости - дать возможность МКА осуществить активный маневр по сближению и стыковке со станцией. Для этого случая изучается как возможность стыковки МКА на специально выделенный для этих целей стыковочный узел, так и возможность подбора МКА станционными робототехническими средствами (манипуляторами и т.п.).

В случае организации экспедиций привязных МКА тросовая система позволяет проводить их многократно, свертывая трос, обслуживая МКА на базовом объекте системы и вновь развертывая трос с привязным МКА.

Обслуживание МКА представляется необходимым также в случае использования на их борту уникальных приборов (типа многоканального спектрометра VIMS и т.п.), которые желательно эксплуатировать как можно дольше и на различных орбитах, и для МКА типа «Инспектор».

Возможное место МКА различного назначения в инфраструктуре МКС

Опыт эксплуатации станции «Мир» показал, что эффективность использования целевой аппаратуры и проведения экспериментов может быть существенно повышена путем использования в инфраструктуре станции свободнолетящих обслуживаемых автоматических КА и тросовых систем, обеспечивающих возможность удаления от станции на заданные расстояния и

автономного функционирования целевой аппаратуры, а также возможность оперативной доставки на Землю результатов исследований.

В настоящее время в ЦНИИМАШ совместно с кооперацией (РКК "Энергия" и др.) разрабатывается проект автоматического обслуживаемого КА "МАКОС-Т"[1] для микрогравитационных и технологических исследований, обладающего способностью как автономного функционирования на орбите, так и межорбитального маневрирования для сближения и стыковки с МКС.

Также обращает на себя внимание многообещающее направление использования выводимых с борта МКС малых КА различного целевого назначения. Они могут использоваться -подобно немецкому МКА «Инспектор»- для наблюдения за состоянием внешних поверхностей модулей станции. (Вероятно применение таких МКА в привязном варианте, с последующим возвращением на станцию и повторным использованием.) МКА в инфраструктуре МКС должны также решать задачи электромагнитного мониторинга в окрестностях станции, отслеживать там пылевую обстановку. Возможно также использовать станцию для проведения в режиме телесайенс полетов МКА плазмофизического назначения на значительных удалениях от станции, а также экспедиций МКА в интересах исследований верхней атмосферы Земли. В этом случае подобные МКА могут выводиться на рабочие орбиты с помощью межорбитального буксира, в роли которого может выступить АКА «МАКОС», возможно, оснащенный и тросовой системой.

Возможности использования тросовых систем при выведении МКА на рабочие орбиты

На протяжении ряда лет ЦНИИМАШ совместно с РКК «Энергия», МАИ, ИКИ РАН, ИРЭ РАН и НПО Машиностроения проводит системные исследования возможностей эффективного применения в составе станции тросовых технологий для решения как транспортных задач (стыковки, десантирования грузов на Землю, удаления отходов), так и научных исследований - в частности, на базе применения ЭлектроДинамических Тросовых Систем (ЭДТС). При этом рассматриваются возможности прикладного применения ЭДТС для дополнительного электроснабжения и коррекции орбиты станции.

Представляет интерес анализ использования в качестве межорбитального буксира для МКА - АКА «МАКОС», оснащенного электродинамической тросовой системой. В особенности привлекательно выглядит возможность использования взаимодействия ЭДТС с геомагнитным полем для орбитального маневра с изменение угла наклонения плоскости орбиты тросовой связки, на которую, в частности, указано в справочнике[2].

Так, согласно предварительной оценке, следующей логике работ[2,3,4] для изменения наклонения плоскости орбиты тросовой связки АКА «МАКОС» - ЭДТС - привязной МКА на 20^0 (с $51,6^0$ до $71,6^0$) потребуется ~41,5 суток.

Проведем также предварительную сравнительную оценку возможностей использования для межорбитальных переходов двигательной установки АКА «МАКОС» и ЭДТС, развертываемой с борта АКА «МАКОС». При этом допустим, что величина индуцируемой в проводящем тросе э.д.с. вследствие его движения в

геомагнитном поле постоянна и равна 0,15 Вольт на погонный метр электропроводящего троса.

Использование ЭДТС в составе АКА «МАКОС» предполагает дооснащение АКА следующей аппаратурой:

- многоразовая лебедка для развертывания и свертывания токопроводящей тросовой системы;
- привязной контейнер (к нему возможно подсоединение буксируемого МКА) с блоком контакторных устройств и запасом рабочего тела контакторов;
- блок контакторных устройств в составе КА.

На рис.1 и 2 представлены результаты выполнения транспортных операций по формированию рабочих орбит АКА «МАКОС» и последующего его возвращения на монтажную орбиту станции либо с использованием двигательной установки большой тяги (рис.1), либо с использованием ЭДТС различной длины (рис.2). При оценке эффективности использования ЭДТС принимались следующие оценочные проектные характеристики элементов тросового комплекса на борту АКА «МАКОС» для двух вариантов протяженности троса ЭДТС - 5 км и 10 км:

масса тросовой лебедки	100-150 кг;
масса троса	160 кг; 320 кг;
масса привязного контейнера с блоком контакторных устройств	65 кг;
масса контакторной системы в составе АКА	10 кг;
суммарный запас рабочего тела контакторов (цезия)	20-30 кг.

Предполагалось также, что: опорная (монтажная) орбита станции - 400 км; стартовая масса АКА «МАКОС»- 7000 кг; маршевая ДУ - автоматическая двигательная установка многократного включения типа АДУ АКА «Фобос»; заправка топлива ДУ (АТ-НДМГ) - 3000 кг; удельная тяга ДУ - 325 с; сухая масса ДУ - 400 кг; контакторные устройства ЭДТС - электроплазменные генераторы (в составе АКА «МАКОС») и полые катоды (в составе привязного контейнера); рабочее тело плазменных контакторов - цезий (либо аргон); расход рабочего тела составляет - для ЭПГ - 2,75 мг/с; для ПК - 0,3 мг/с; рабочий ток в ЭДТС- 5 Ампер; индукция магнитного поля - $2{,}6 \cdot 10^{-5}$ Тл; тип троса - ШТСВМ; его удельное электрическое сопротивление - 10 Ом/км; погонная масса троса - 32 кг/км; система автоматизированного развертывания/свертывания троса на базе тросовой лебедки эксперимента «Трос-1» (РКК «Энергия»); располагаемая электрическая мощность на борту АКА «МАКОС» - 2,5 кВт.

Выполненные оценки показали высокую эффективность применения ЭДТС в составе АКА «МАКОС», что дает возможность существенной экономии запасов топлива на борту АКА «МАКОС» при межорбитальном маневрировании.

По завершении «электродинамического» маневрирования возможно: либо отделение МКА от привязного контейнера с включением ДУ МКА, либо свертывание ЭДТС и развертывание непроводящей однократно используемой тросовой системы (разработка МАИ)[5] с МКА как концевым объектом.

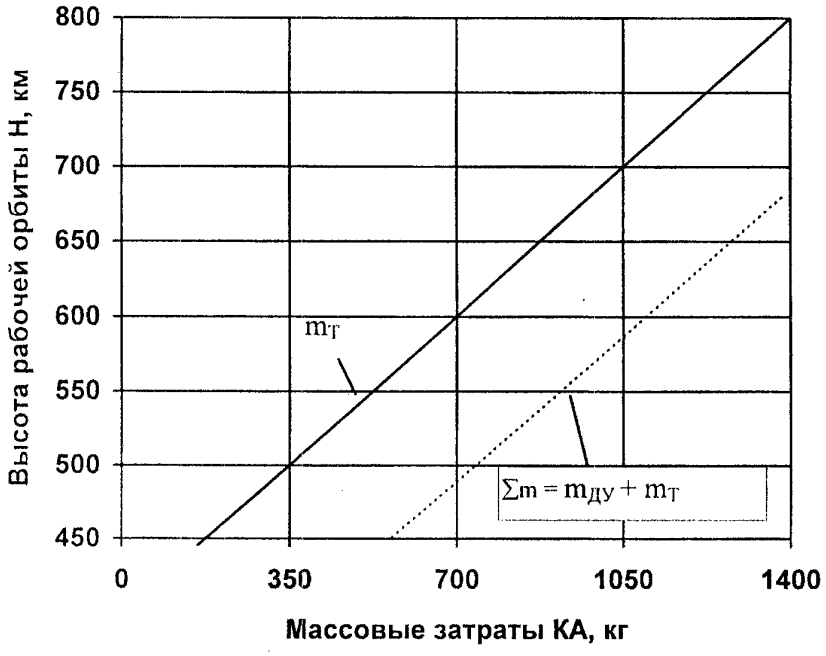


Рис.1. Оценка потребных массовых затрат АКА «МАКОС», осуществляющего межорбитальный переход с монтажной орбиты на заданную рабочую орбиту и последующее возвращение на орбиту станции с использованием ЖРД большой тяги.
$m_{ДУ}$ - сухая масса ДУ; $m_Т$ - массовые затараты топлива

В.Лукьященко

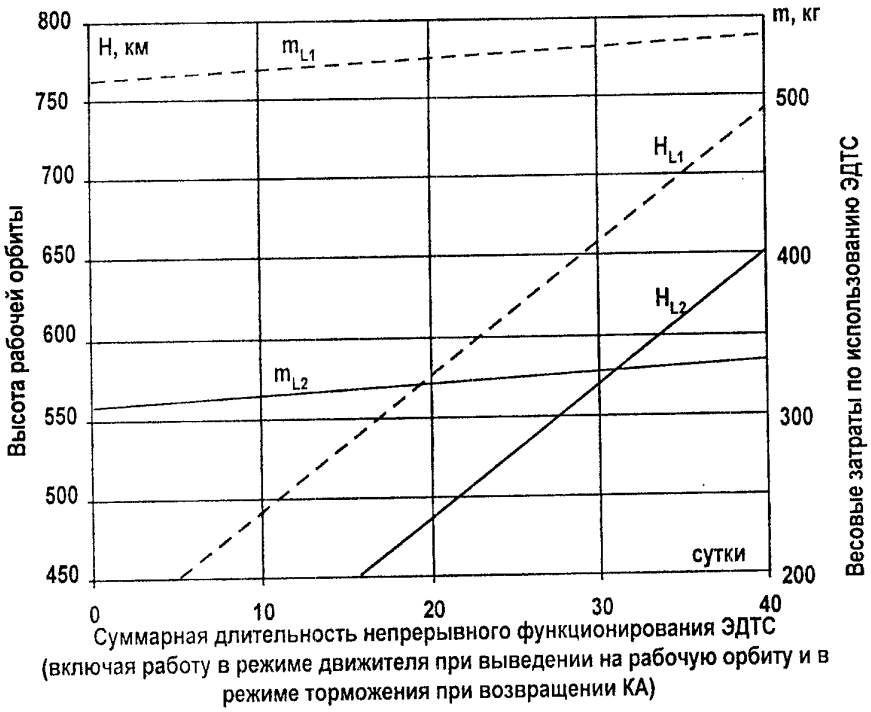


Рис.2. Оценка возможностей использования ЭДТС в составе обслуживаемого КА для выполнения межорбитальных переходов с монтажной орбиту на рабочую с последующим возвращением на орбиту станции.

----- для ЭДТС с L_1 - 10 км

_____ для ЭДТС с L_2 - 5 км

m_L - суммарные массовые затраты по использованию ЭДТС, включающие постоянную составляющую (массу лебедки и контакторов ЭДТС) и массу расходуемого рабочего тела.

В.Лукьященко

Таблица 1. Основные характеристики транспортных операций при использовании непроводящих тросовых систем с привязным МКА массой 100 кг

Длина развертываемого троса, км	10	20	30	40	50
Запас характеристической скорости, приобретаемой МКА после развертывания и расцепки троса, м/сек	22,3	44,6	66,7	88,8	110,8
Изменение высоты полета объекта (в апогее), км	70,4	141,8	214,1	287,2	361,4
Суммарная потребная масса топлива, кг	2,2	4,3	6,5	8,5	10,6
Уменьшение высоты полета нижнего привязного объекта после расцепки троса, км	0,6	1,2	1,8	2,4	3,0

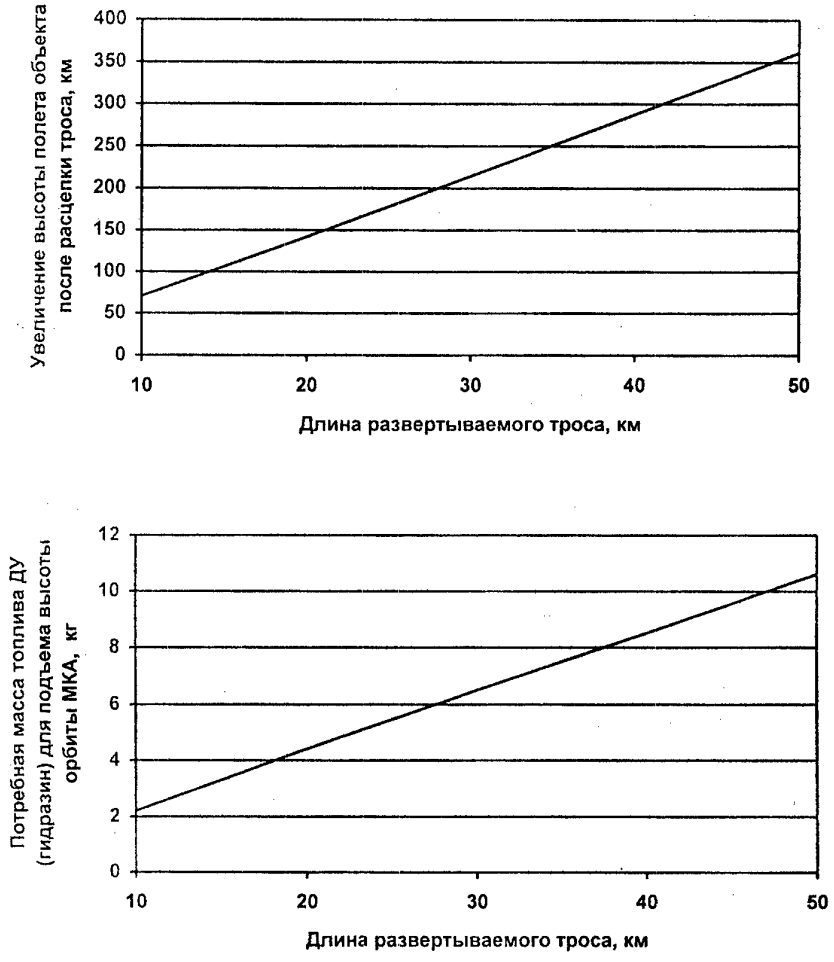


Рис. 3. Сравнительные возможности использования двигательной установки МКА для увеличения высоты его орбиты и применения процедуры развертывания/расцепки непроводящей тросовой системы.

В.Лукьященко

Таким образом, предварительный анализ показал возможность достижения высокой эффективности использования и непроводящих тросовых систем в составе АКА "МАКОС"/либо ГТК «Прогресс-М2» (как базового средства) для выведения МКА на "высокоапогейные" орбиты с точки зрения экономии запасов бортового топлива - так, для варианта МКА с характеристиками, соответствующими разработкам НПО им.Лавочкина - ЦНИИМаш[5], экономия топлива при переходе на круговую орбиту высотой ~760 км составит примерно 80-90% (смотрите таблицу 1 и рис.3).

Впоследствии подобный МКА (при существовании необходимого резерва топлива и целесообразности продления его миссии) в принципе может самостоятельно совершить маневр по сближению со станцией, где может быть либо подобран соответствующими техническими средствами станции (манипуляторами, космонавтами на рабочих площадках, «Space Shuttle» и т.д.), либо состыковаться на специальный порт (но это предполагает размещение на борту МКА обеспечивающих стыковку систем и увеличение его массы и габаритов). После обслуживания МКА сможет вновь совершить автономный полет.

Возможности использования тросовых систем для проведения тросовых экспериментов на борту МКС

В настоящее время РКК «Энергия» прорабатывает возможности постановки совместного с итальянским агентством ASI демонстрационного эксперимента тросовой транспортной системы на основе ГТК «Прогресс-М». Успех этого эксперимента позволит планировать соответствующие эксперименты на борту станции, направленные на решение задач оперативного выведения МКА с борта станции на заданные орбиты без расхода топлива ДУ МКА, оперативной доставки грузов с орбиты в заданный район поверхности Земли (так называемая «космическая почта»[6]), стыковки с некооперируемыми объектами - в том числе МКА - для их обслуживания методами внекорабельной деятельности (ВКД) после сближения объекта и МКС за счет сматывания троса в пределы досягаемости ВКД. При этом возможно использование отечественных систем развертывания/свертывания троса и космического троса ШТСВМ.

Устройства однократного развертывания троса состоят из шпули и системы торможения выпуска троса, обеспечивающей требуемый закон развертывания, пироножа отделения троса. Устройства развертывания и свертывания троса более сложны и включают в свой состав лебедку, осуществляющую заданные законы развертывания/свертывания троса (масса их примерно на порядок больше). В настоящее время ведутся отечественные разработки как устройства однократного развертывания (группа из МАИ), так и устройства развертывания и свертывания троса (РКК "Энергия"). Масса устройства однократного развертывания (разработка МАИ)[5] - 10 кг (без троса), при этом на катушке помещается до 5 км троса диаметром ~3,5 мм; габариты устройства развертывания в рабочем положении - Ø464 мм × 680 мм. Энергопотребление - от 10 Вт до 15 Вт. Число команд управления - 2.

Обеспечиваемая устройством точность развертывания троса - по углу либрации не более $\pm 9^0$, по длине выпущенного троса не более ±50 м . Устройство развертывания/свертывания троса (разработка РКК "Энергия)[7] обеспечивает управляемый выпуск троса с гашением продольных колебаний, при этом емкость устройства составляет 20 км троса диаметром 3 мм, масса устройства (без троса) ~380 кг, габариты - ∅1000 мм × 570 мм (барабан и электродвигатель); 640 мм × 570 мм (вставка с выходным блоком устройства, в т.ч. - с пироножом). Энергопотребление: среднее - 100-150 Вт, максимум - до 1,5 кВт. В России к настоящему времени созданы и прошли цикл наземных испытаний образцы протяженных троса и кабель-троса (проводящего электрический ток) - ШТСВМ[7].

На начальном этапе развертывания и функционирования МКС предлагаются в качестве первоочередных следующие направления экспериментальных исследований и использования ОТС (на базе ТК "Прогресс-М" и использования МКС как места, где агрегаты ОТС приводятся в рабочее положение для последующего автономного функционирования после отделения ТК "Прогресс-М" от МКС):

- развертывание экспериментальных электродинамических тросовых систем, исследование их характеристик и особенностей функционирования, в том числе с использованием малых космических аппаратов - проект "Вулкан-МКА";
- использование ОТС для проведения транспортных операций, в том числе выведение на рабочие орбиты малых космических аппаратов научного назначения; развертывание орбитальных тросовых связок с малыми КА, возврат на Землю капсулы "Радуга" - последний случай - это проект "TATS" (российско-европейский проект транспортной ОТС по доставке на Землю капсулы "Радуга").

Впоследствии предлагается провести экспедиции, которые должны продемонстрировать на практике применимость ОТС на борту Международной Космической Станции (как ЭДТС, так и транспортной ОТС).

Выводы

В работе показаны достоинства концепции использования МКС как центра подготовки, выведения и (при необходимости) управления эксплуатацией МКА, функционирующих в инфраструктуре МКС. В рамках этой концепции предложено применять орбитальные тросовые системы как для осуществления межорбитальных переходов МКА, так и для организации экспедиций привязных субспутников.

МКА могут использоваться -подобно немецкому МКА «Инспектор»-для наблюдения за состоянием внешних поверхностей модулей станции, причем как в привязном варианте, так и в автономном. МКА в инфраструктуре МКС должны также решать задачи электромагнитного мониторинга в окрестностях станции, отслеживать там пылевую обстановку. Возможно также использовать станцию для проведения в режиме телесайенс полетов МКА плазмофизического назначения на значительных удалениях от станции, а также экспедиций МКА в

интересах исследований верхней атмосферы Земли. В этом случае подобные МКА могут выводиться на рабочие орбиты с помощью межорбитального буксира, в роли которого может выступить АКА «МАКОС» или ГТК «Прогресс-М2», возможно, оснащенные и тросовой системой.

Выполненные оценки показали высокую эффективность применения ЭДТС в составе АКА «МАКОС», что дает возможность существенной экономии запасов топлива на борту АКА «МАКОС» при межорбитальном маневрировании.

Анализ показал также возможность достижения высокой эффективности использования и непроводящих тросовых систем в составе АКА "МАКОС"/ГТК «Прогресс-М2» для выведения МКА на более высокие орбиты с точки зрения экономии запасов бортового топлива - так, для варианта МКА с характеристиками, соответствующими разработкам НПО им.Лавочкина - ЦНИИМаш[5], экономия топлива при переходе на круговую орбиту высотой ~760 км составит примерно 80-90%.

Впоследствии подобный МКА (при существовании необходимого резерва топлива и целесообразности продления его миссии) в принципе может самостоятельно совершить маневр по сближению со станцией, где может быть либо подобран соответствующими техническими средствами станции (манипуляторами, космонавтами на рабочих площадках, «Space Shuttle» и т.д.), либо состыковаться на специальный порт (но это предполагает размещение на борту МКА обеспечивающих стыковку систем и увеличение его массы и габаритов). После обслуживания МКА сможет вновь совершить автономный полет.

Показано. что в России имеется значительный задел в части тросовых систем, которые могут быть размещены как на борту АКА типа «МАКОС»[1], грузовых транспортных кораблей «Прогресс-М2», так и на борту модулей российского сегмента МКС. Предложены действия по реализации отечественных демонстрационных проектов тросовых экспедиций.

Создание и функционирование на МКС орбитальной тросовой системы способно придать новое качество программе ее использования, так как приведет к экономии топлива при проведении транспортных операций, откроет возможности оперативной доставки полученных на орбите материалов, а также избавления от мусора, появятся возможности получения значительных объемов дополнительной электроэнергии.

Работа была выполнена в рамках Государственного контракта № 851-5095/96 от 17.06.1996г. на НИР «ТРОС-Ц-2000».

Ссылки

1. V.Lukiashchenko, V.Borisov, V.Semenchenko, G.Uspensky, K.Yolkin «MAKOS-T» - A New Spacecraft for Conducting Experiments in Microgravity. Russian Space Bulletin, The Gordon & Breach Publishing Group, 1996, vol.1, No.4, 13-15.
2. Tethers in Space Handbook, NASA, August 1986, p.2-40, 4-30, 4-31.

В.Лукьященко

3. Комаров В.И. Движение двух материальных точек, связанных нитью, под действием гравитационных и амперовых сил, Космические Исследования, 1986, т.XXIV, вып.3, с.380-387.
4. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М., «Наука», 1993г.
5. Елкин К.С., Уткин В.Ф., Лукьященко В.И., Борисов В.В., Успенский Г.Р., Семенченко В.В., Гаркуша В.И. Проект тросовой электродинамической орбитальной системы (ТЭДОС) с использованием ТК «Прогресс-М» и диагностического малого КА для экспериментальных исследований основных проблем функционирования ТЭДОС. Разработка концепции базовой схемы применения ТЭДОС в составе МКС. II Международный симпозиум ученых и исследователей России и США, выполняющих исследования по программе «Наука-НАСА», 18-22 ноября 1996 года, г.Королев Московской области.
6. W.Ockels - see in: E.J. van der Heide, M.Kruijff STARTRACK: a swinging tether assisted re-entry for the International Space Station. ESA\ESTEC\WZ, Noordwijk, 1996.
7. Космический эксперимент "ТРОС-1". Пояснительная записка. Исходные данные на КЭ "ТРОС-2", П29692-316, книга 6. НПО "Энергия", 1993.

В.Лукьященко

Use of Orbital Tethered Systems for Small Spacecrafts (SSC) Injection in Working Orbits and in Progress of Operations on SSC Recovery in order of Their Subsequent Re-Use

V.Lukiashchenko, V.Borisov, G.Uspensky, V.Semenchenko, N.Komissarov, S.Fedorov, V.Prudkoglyad, A.Danilenko, S.Lyagushina, A.Tsybulin, K.Yolkin
TSNIIMash
141070 Korolyov Moscow Region,
Pionerskaya Street, 4
Fax: (095)513-42-92

Abstract

It is proposed concept of the ISS use as a center for SSC preparations and mission control. These SSC will be included in infrastructure of the ISS. In frames of this concept the prospects of SSC with different specialization are under consideration. Among them there are ones, which will be periodically serviced with help of the ISS technical vehicles and means. It is suggested to use orbital tethered systems both for SSC inter-orbital maneuvers, and for tethered sub-satellites missions. In this context the prospects of Russian tethered systems are considered in the paper. These tethered systems can be installed onboard spacecraft (SC) «MAKOS»-type[1] or onboard logistic ferry «Progress-M», or onboard ISS Russian Segment modules.

Obtained estimations demonstrates effectiveness of tethered system use with point of view significant saving of SSC fuel (up to 80%), that can give an opportunity to prolong significantly its mission duration, and if necessary allow SSC to maneuver for rendezvous and docking with the ISS. To study this case is considered both possibility for SSC to dock with special docking unit, and possibility to catch SSC by robotic means of the Station (manipulators, and so on).

In case of tethered sub-satellite missions the re-usable tethered system allow carry out them many times: tether will wind up, SSC will be serviced onboard a basic object of the system, and then tethered system will be deployed again.

SSC servicing is considered as necessary also in case of unique scientific instrumentation installation on their board (like multi-channel spectrometer VIMS and so on). Such approach allows to prolong operations with the instrumentation as possible and to carry out missions in various orbits. Servicing is desirable also in case of SSC «INSPECTOR»-type.

Possible role of SSC with Different Missions in ISS Infrastructure

Experience obtained at operations of the «MIR» Station shows that effectiveness of payloads use and experiments carrying out can be significantly increased by way of involvement in the Station infrastructure of free-flying serviceable automatic spacecrafts and tethered systems. These vehicles and means ensure possibility to put payloads at assigned distance from the Station (and its autonomous operations), as well as gained results prompt delivery to the Earth.

Now TSNIIMash (in collaboration with RSC «Energia», KB Photon, Lavochkin Association, Space Research Institute RAS and others) is developing project of automatic serviceable SC «MAKOS-T»[1] for microgravitational and technological researches. This SC can operated in autonomous manner, and can maneuver for docking with the ISS.

Also seems as promising the trend to use small spacecrafts for different missions, which can be injected from the ISS board. These SSC can be used as German SSC «INSPECTOR» for observing state of the Station modules external surfaces. (It is expedient to use these SSC in tethered mode with subsequent return to the Station and their re-use.) SSC in the ISS infrastructure also can carry out tasks on electromagnetic monitoring and space debris/dust monitoring in the Station neighborhood. It is also possible to use the Station as center for carrying out SSC plasma physics missions at considerable distances from ISS in «tele-science» mode, as well as SSC missions on study of Earth upper atmosphere. In these case such SSC can be injected in their working orbits with help of a space tug. As the tug the SC «MAKOS» may be used (possibly, additionally equipped by a tethered system).

Possibilities of Tethered Systems Use at SSC Injection in Working Orbits

During several years TSNIIMash together with RSC «Energia», Moscow Aviation Institute, Space Research Institute RAS, Radio-Electronics Institute RAS and NPO «Mashinostroeniye» is conducting system design researches on possible effective applications of tethered systems in composition of the Station to carry out both transportation tasks (docking, cargo recovery to Earth, wastes disposal) and scientific missions - first of all, on base of ElectroDynamic Tethered Systems (EDTS).On this way the possibilities of EDTS applications for additional power supply and Station orbit corrections are under consideration.

Use of SC «MAKOS» with electrodynamic tethered system as a space tug for SSC in-orbit injection is also of interest. In particular the most attractive possibility in this case is connected with utilization of interaction between the EDTS and Earth magnetic field for orbital maneuver on change of orbital inclination of the tethered system (what is described in Handbook[2]).

So, according preliminary estimation, which was following approach of works[2,3,4], to change inclination of tethered constellation SC "MAKOS" - EDTS - tethered SSC orbit by 20^0 (from 51.6^0 to 71.6^0) need in ~41.5 days.

Also we've carried out preliminary comparative evaluation of SC "MAKOS" main propulsion unit / EDTS, deployed from board SC "MAKOS", for their possible use at orbital maneuvers. Assume that value of e.m.f. induced in current-conductive tether, caused by its movement in Earth magnetic field, is constant and equal 0.15 V per 1 meter of tether.

Use of EDTS in composition of SC "MAKOS" implies to equip SC additionally by:

- re-usable reel for current-conductive tether' deployment/winding up;
- tethered container (it is possible to attach SSC to this container) with block of contactor units and contactor's working substance capacity;
- block of contactor units onboard the SC.

Fig.1 and 2 depict results of analysis on SC "MAKOS" orbital maneuver to working orbits and backwards either with help of main propulsion unit (fig.1) or with help of different lengths EDTS (fig.2). Evaluating effectiveness of EDTS use, assume the next reference characteristics of SC "MAKOS" tethered complex elements for two cases of EDTS tether length (5 km, and 10 km):

reel mass	100÷150 kg;
tether mass	160 kg; 320 kg;
tethered container (with contactors) mass	65 kg;
SC "MAKOS" onboard contactors mass	10 kg;
total supply of contactors working substance (cesium)	20÷30 kg.

Also let assume that: ISS basic orbit (rendezvous orbit) is 400 km; SC "MAKOS" initial mass is 7,000 kg; SC main propulsion unit is one of SC "Fobos" (intended for many times ignition); fuel (hydrazine) mass is 3,000 kg; specific thrust - 325 s; propulsion unit mass without fuel is 400 kg; EDTS plasma contactors - electric plasma arc source (onboard SC "MAKOS") and hollow cathodes (inside the tethered container), plasma contactor working substance - cesium or argon, output of working substance is 2.75 mg/s for arc source and 0.3 mg/s for hollow cathode; working current in EDTS is 5 Ampere; magnetic field induction is $2.6 \cdot 10^{-5}$ Tl; tether type - «ShTSVM»; its specific electric resistivity is 10 Ω/km; per km mass of tether is 32 kg/km; system of tether automatic deployment and winding up is based on winch of the project "TROS-1" (RSC "Energia"); available power onboard SC "MAKOS" is 2.5 kW.

Fulfilled estimations reveal high effectiveness of the EDTS use onboard SC "MAKOS", that give a possibility to save (in significant extent) fuel at the SC orbital maneuver.

After the end of electrodynamic maneuver it is possible: either to separate SSC from tethered container with simultaneous ignition of SSC jet, or EDTS winding up and subsequent deployment non-conductive expendable tethered system (developed by Moscow Aviation Institute)[5] with SSC as tethered satellite.

Thus, preliminary analysis shows possibility to achieve high effectiveness in case of use non-conductive tethered systems onboard SC "MAKOS" / logistic ferry "Progress-M" (as basic object) to inject SSC in "high-apogee" orbits from fuel saving point of view. So, for SSC version on base of Lavochkin Association - TSNIIMash[5] developments, fuel saving at transfer into circular orbit with height ~760 km is about 80-90% (see table 1 and fig.3).

Later such SSC (if necessary fuel is available and necessity to prolong its mission lifetime exists) can in principle undertake self maneuver on rendezvous with the Station, where it can either be catch by corresponding means of the ISS (arms, astronauts during EVA, Orbiter "Space Shuttle" and so on) or dock with ISS special port (but this implies allocation onboard SSC corresponding docking subsystems, and SSC mass and sizes growth). After servicing the SSC can fly autonomously again.

Possibilities to Use Tethered Systems for Carrying out Experiments onboard ISS

At the present time RSC "Energia"(in collaboration with Italian Agency ASI) is developing demonstration experiment of tethered transportation system on base of ferry "Progress-M". This experiment success allows to plan corresponding experiments on the Station. Goal of the experiments is execution of following tasks: SSC fast injection

(from ISS board) in working orbit without SSC fuel consumption; cargoes fast delivery from ISS in assigned Earth regions (so-called "space mail"[6]); docking with non-cooperated objects (including SSC) for their servicing by EVA after mutual approach in account of tether winding up to EVA achievable sphere. In process of these experiments carrying out it is possible to use Russian systems for tether deployment / winding up and space tether «ShTSVM».

Tether expendable deployers consist of spool, tether unwinding braking system, which

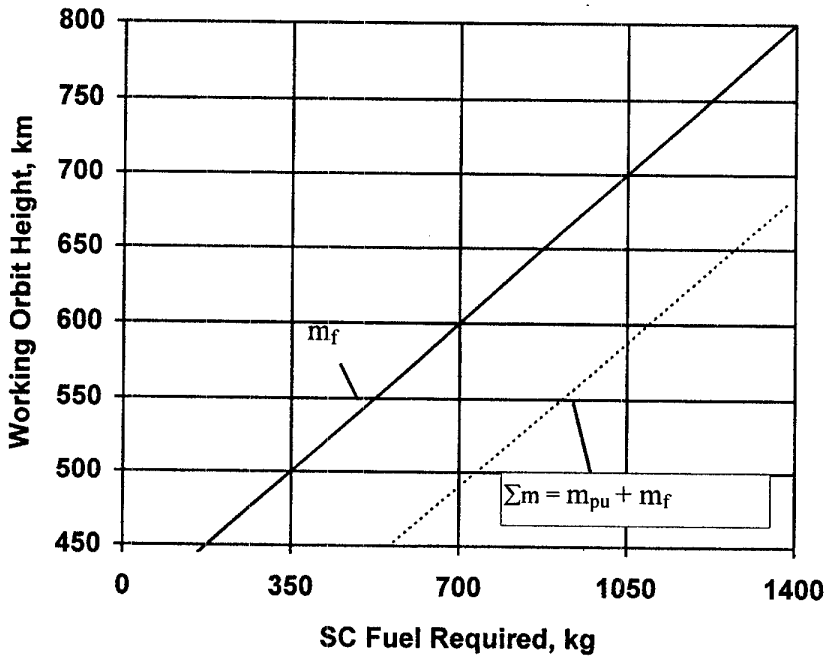


Fig.1. Evaluation of SC "MAKOS" required fuel for its transfer from ISS rendezvous orbit into assigned working orbit and for the SC subsequent return with help of great-thrust jet engine.
m_{PU} - mass of Propulsion Unit without fuel; m_f - mass of consumed fuel.

ensure assigned law of deployment, and tether cutter. Units for tether deployment / winding up are more complicated. They include winch, which implements assigned laws of tether deployment / winding up. Mass of reusable deployers greater by one order of magnitude than expendable ones. Now in Russia developments both expendable tether deployers (Moscow Aviation Institute) and reusable ones (RSC "Energia") are carrying out. Mass of the expendable deployer (developed in MAI) is 10 kg - without tether. In this case there is up to 5 km of tether dia ~3.5 mm on the spool; sizes of the deployer in working mode are ∅464 mm × 680 mm. Power consumption is in range from 10 W to 15W. Quantity of control commands is 2. Tether deployment accuracy, provided by the deployer, is: librations angle - not greater than $\pm 9^0$, on length of unreeled tether - ±50 m.

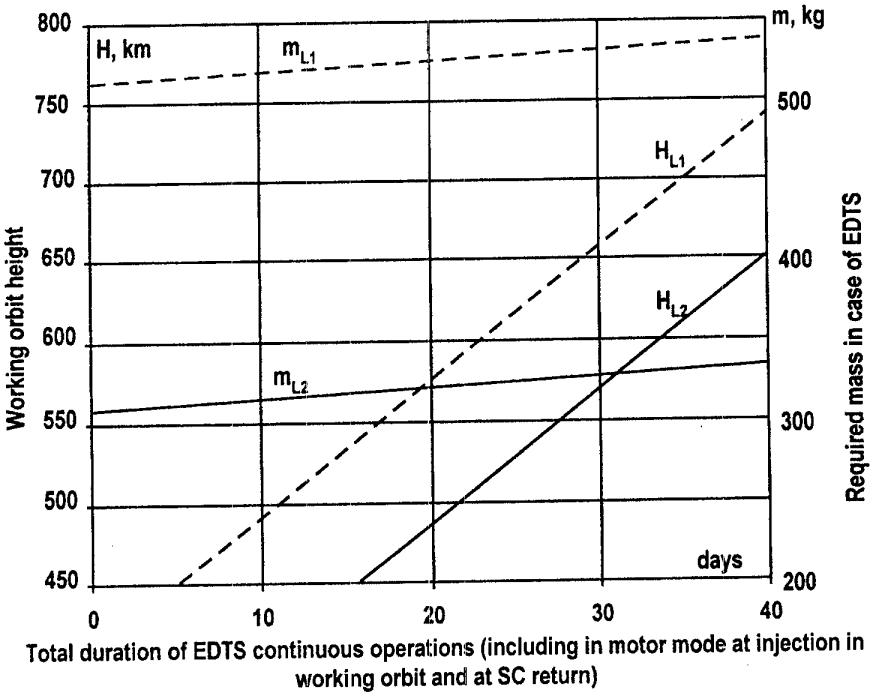


Fig.2. Evaluation of possibilities of EDTS use for SC «MAKOS» controlled maneuver from ISS rendezvous orbit into working one with subsequent return.

----- for EDTS with $L_1 = 10$ km

_____ for EDTS with $L_2 = 5$ km

m_L - total mass of EDTS, including constant mass - (winch assembly and plasma contactors) and mass of expendable working substance for contactors.

RSC "Energia" unit for tether deployment / winding up ensure controlled tether deployment with longitudinal oscillations damping. In this case capacity for tether is 20 km for case of diameter 3 mm; unit's mass without tether is ~380 kg, sizes - Ø1,000 mm × 570 mm (drum and electric driver), 640 mm × 570 mm (insertion with outer block of the unit, including pyro cutter). Power consumption: average 100-150 W, maximum - up to 1.5 kW. By present time samples of space tether and conductive cable-tether have been created and ground-tested in Russia (so-called tether ShTSVM[7]).

At the initial stage of ISS assembly it is proposed as urgent the next trends of space tether-oriented experiments and researches (on base of ferry "Progress-M" and ISS use as site for

the tethered systems integration for their subsequent autonomous functioning after "Progress-M" separation from the ISS:

- deployment of demonstration electrodynamic tethered systems, investigation of their characteristics and performances (including missions of tethered small spacecrafts) - project "Vulkan - MKA" (TSNIIMash, RSC "Energia", SRI RAS, IRE RAS);

Table 1. Main characteristics of transportation operations in case of use non-conductive tethered systems with tethered SSC (SSC mass is 100 kg).

Length of deployed tether, km	10	20	30	40	50
Characteristic velocity, obtained by SSC after tether deployment and SSC release, m/s	22.3	44.6	66.7	88.8	110.8
Change in SSC height (in apogee), km	70.4	141.8	214.1	287.2	361.4
Total required mass of fuel, kg	2.2	4.3	6.5	8.5	10.6
Decrement of low tethered object orbit height after tether release, km	0.6	1.2	1.8	2.4	3.0

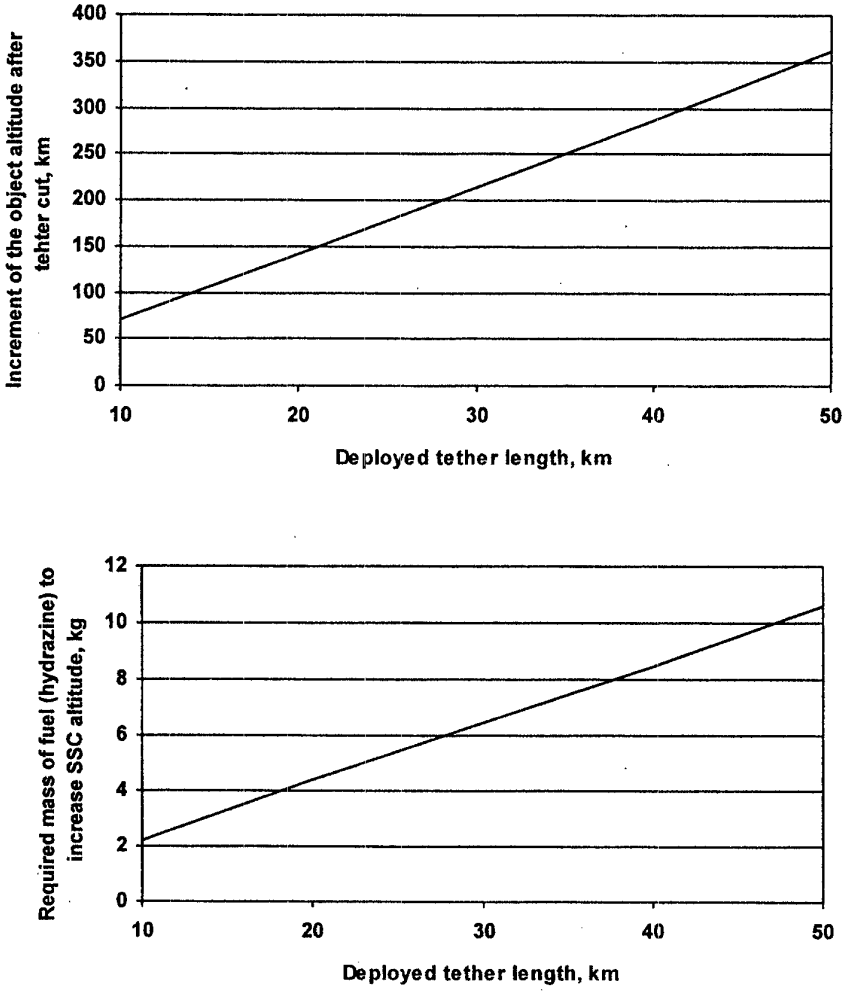


Fig.3. Comparative analysis on possibilities of SSC orbit height increment with help of SSC propulsion unit and with help of non-conductive tethered system deployment and release of tethered SSC.

V.Lukiashchenko

- tethered systems use for transportation operations, including scientific small spacecrafts injection in their working orbits; deployment of space tethered constellations with small SC; "Raduga" capsule recovery on Earth (this involves in project TATS - Russian-European project of tethered system for transportation tasks).

It is suggested to organize later missions, which can demonstrate feasibility of tethered system onboard the International Space Station (both EDTS and transportation tethered system).

Conclusions

In the paper it is shown advantages of concept to use the ISS as center of SSC integration, preparations, in-orbit injection and (if necessary) mission control. These SSC will be included in the ISS infrastructure. In frames of the concept it is suggested to use space tethered systems both for SSC inter-orbital maneuvers, and for tethered sub-satellites missions.

SSC can be used like German sub-satellite «INSPECTOR» to monitor state of ISS modules external surfaces (both in autonomous flight and in tethered version). SSC in the ISS infrastructure can investigate also electromagnetic environment of the ISS neighborhood, monitor space debris/dust there. It is possible to use the ISS also for conducting SSC plasma physics missions in «telescience» mode (at great distances from the ISS), as well as SSC missions on in-situ measurements in Earth upper atmosphere. In these cases SSC can be injected in working orbits with help of space tug - SC «MAKOS»/ferry «Progress-M2» with (may be) tethered system.

Fulfilled estimations reveal high effectiveness of EDTS use in composition of SC «MAKOS», that gives possibility to save significantly SC «MAKOS» fuel at maneuvers.

Analysis shows also possibility to achieve high effectiveness in case of non-conductive tethered systems on-board SC «MAKOS»/ferry «Progress» used for SSC injection in orbits with higher altitudes (criterion is saving of on-board fuel - so, for Lavochkin Association - TSNIIMash's version[5] of SSC the fuel saving at transfer into circular orbit with height ~760 km is about 80-90%.

Subsequently such SSC can in principle (if there is necessary fuel reserve and need in its mission prolongation) autonomously approach to the Station, where it can be catch by corresponding ISS technical means (arms, astronauts on working pads, Orbiter «Space Shuttle» and so on) or can dock to ISS special port (but this implies allocation onboard SSC corresponding docking subsystems, and SSC mass and sizes growth). After servicing the SSC can fly autonomously again.

It is shown that Russia has considerable experience in space tethers technologies, developed tethered systems can be installed both onboard SC «MAKOS»-type[1]/ferry «Progress-M2» and onboard modules of the ISS Russian Segment. Steps in Russian space tethers demonstration missions have been proposed.

Orbital tethered system (OTS) creation and its functioning on-board the ISS may provide the ISS Utilization Program by new possibilities, because it ensures fuel savings

during transportation operations with OTS involvement, makes possible fast delivery on the Earth results and samples obtained on-board ISS, simplifies ISS wastes and trash removal, gives an opportunity to generate large electric power.

Works on issues of the paper are conducting in frames of the State Contract #851-5095/96 of 06/17/1996 (Research Work «TROS-C-2000») between Russian Space Agency and TSNIIMash.

References

1. .Lukiashchenko, V.Borisov, V.Semenchenko, G.Uspensky, K.Yolkin «MAKOS-T» - A New Spacecraft for Conducting Experiments in Microgravity. Russian Space Bulletin, The Gordon & Breach Publishing Group, 1996, vol.1, No.4, 13-15.
2. Tethers in Space Handbook, NASA, August 1986, p.2-40, 4-30, 4-31.
3. Komarov V.I. Movement of Two Material Points, Connected by Thread, under Influence of Gravitational and Ampere Forces, «Kosmicheskiye Issledovaniya» (Space Researches), 1986, vol.XXIV, #3, p.380-387 (in Russian).
4. Beletsky V.V., Levin Ye.M. Dynamics of Space Tethered Systems, Moscow, «Nauka», 1993 (in Russian).
5. Yolkin K.S., Utkin V.F.., Lukiashchenko V.I., Borisov V.V., Uspensky G.R., Semenchenko V.V., Garkusha V.I. Project of Tethered Electrodynamic Orbital System (TEDOS), Using Ferry «Progress-M» and a Diagnostic Small SC for Research Main Problems of TEDOS Functioning. Development of Basic Scheme of the TEDOS Utilization as an ISS Facility. II International Symposium of US and Russian Scientists and Researchers, Carrying out Studies in Frames of the «Science-NASA» Program. November 18-22,1996, Korolyov Moscow Region.
6. W.Ockels - see in: E.J. van der Heide, M.Kruijff STARTRACK: a swinging tether assisted re-entry for the International Space Station. ESA\ESTEC\WZ, Noordwijk, 1996.
7. Space Experiment «TROS-1» («ROPE-1»). Explanatory Note. Initial Data on Space Experiment «TROS-2» («ROPE-2»), P29692-316, book 6. NPO «Energia», Korolyov, 1993 (in Russian).

Основные направления развития системы дистанционного космического образования (ДКО) в России

В. Сенкевич, В. Богомолов, Э. Янулевич, К. Победоносцев, (Россия)
F. Манфред, (Германия)

141070 г.Королев , Московская область
ул. Пионерская, 4

В работе рассмотрены основные направления и концепция развития системы ДКО, создаваемой в Российском Космическом Агентстве. В качестве базовых элементов такой системы рассматриваются технические средства Центра спутниковой связи ОКБ МЭИ, обеспечивающие передачу необходимой информации между различными регионами России, стран СНГ и Европы.

В работе проведен анализ возможности использования технических информационных систем и мультимедийных средств визуализации при предоставлении образовательных услуг через сервер РКА о состоянии и перспективах использования технологий.

В. Сенкевич

The Basis Directions of the Remote Space Education (RSE) System in Russia

V.Senkevich, V.Bogomolov, Yanulevich E., K. Pobdonostsev,(Russia)
Manfred F., Germany

Korolev Moscow Region, Pionerskaya str. 4
141070 RUSSIA

The paper presents the basic direction and concepts of the RSE system development which is being created by the Russian Space Agency. As basic elements of such a system there are considered technical means of the RSA' s Space Flight Control and technical means of the MEI' s Centre of satellite communication which support transfer of necessary information between various regions of Russia, countries of CIS and Europe.

The paper also presents analysis of an opportunity of use of technical information systems and multimedia means of visualization in the process of granting of educational services through an RSA' s server about concerning current status and prospects of space technologies use.

Уткин В.Ф., Лукьященко В.И., Успенский Г.Р.,
Лисовой В.Т., Архипов А.А. (ЦНИИМАШ)

МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ КРАТКОСРОЧНОГО ПРОГНОЗА ЗЕМЛЕТРЯСЕНИЙ

Одним из приоритетных направлений практического использования космических средств в XXI веке должен стать прогноз землетрясений. Актуальность и важность решения этой глобальной проблемы, стоящей перед человечеством, очевидны и определяются огромными разрушительными последствиями сейсмических катастроф.

Ущерб от землетрясений усугубляется их внезапностью. Однако проблема краткосрочного прогноза землетрясений (за несколько суток или часов до главного толчка) и сегодня продолжает оставаться одной из нерешенных проблем современной науки, так как применение традиционных наземных средств не позволяет получить приемлемые результаты. Необходим поиск и использование новых, нетрадиционных средств и методов прогнозирования.

В ходе исследований, проведенных ЦНИИМАШ совместно с рядом научно-исследовательских институтов РАН, и прежде всего ОИФЗ и ИЗМИРАН, были получены принципиальные результаты, свидетельствующие о возможности существенного повышения эффективности краткосрочного прогноза землетрясений с помощью космических средств. Такой прогноз основан на анализе аномальных физических электромагнитных и плазменных явлений, отмеченных в околоземном космическом пространстве накануне сильных землетрясений бортовой научной аппаратурой ИСЗ при проведении различных космических экспериментов. К числу таких явлений относятся:

- аномальные низкочастотные (УНЧ-КНЧ-ОНЧ) электромагнитные излучения;
- возмущения квазипостоянных электрических полей;
- возмущения концентрации электронов и ионов ионосферной плазмы;
- локальные вариации температуры плазмы;
- аномальные геомагнитные пульсации на частотах около 1 Гц;
- высыпания высокоэнергичных частиц.

На основе анализа аномальных физических явлений и предполагаемых механизмов их возникновения получены следующие результаты:

1. С большой степенью достоверности установлено, что в атмосфере, ионосфере и магнитосфере Земли накануне землетрясений возникают сейсмогенные физические явления, надежно обнаруживаемые и регистрируемые бортовой научной аппаратурой КА за десятки минут - часы до главного толчка, что позволяет рассматривать их в качестве краткосрочных предвестников надвигающихся сейсмических катастроф.

2. Определен перечень основных параметров околоземного космического пространства, подлежащих обязательному контролю бортовой измерительной аппаратурой КА.

3. Разработаны основные требования к составу и характеристикам бортовой регистрирующей аппаратуры и специальные требования к КА.

Обоснованы принципы построения специализированной космической системы и КА мониторинга предвестниковых явлений в околоземном космическом пространстве. В ее состав должны входить:

- орбитальная группировка, включающая КА, расположенные на верхнем и нижнем ярусах,
- наземный измерительный комплекс, включающий наземные пункты сейсмологических наблюдений, приема и обработки измерительной информации,
- Центр управления полетом КА,
- Центр сбора, обработки и анализа информации.

Верхний спутниковый ярус должен состоять из трех - четырех спутников, расположенных на круговых солнечно - синхронных орбитах высотой ~1000 км. На этих спутниках должен осуществляться глобальный контроль трехмерного (широта, долгота, высота) распределения электронной концентрации в ионосфере с использованием бортового ионозонда, масс - спектрометрия ионизированной и нейтральной составляющих газа в ионосфере, локальные измерения температуры плазмы, наблюдения атмосферных эмиссий из областей E и F ионосферы, ИК и СВЧ температурный мониторинг земной поверхности, анализ питч - углового и энергетического распределения потоков высокоэнергичных частиц и при достаточно высокой электромагнитной совместимости приборов - анализ УНЧ-КНЧ-ОНЧ излучений. В качестве альтернативы верхнему ярусу возможно использование сети наземных станций приема информации с КА системы “Глонасс”.

Нижний спутниковый ярус должен состоять из 6-9 пар малых спутников на круговых орбитах высотой ~400 км и наклонением 65-83 град. Каждая из пар

спутников находится в одной плоскости орбиты с разностью времени прохождения восходящего узла 15-30 мин. Плоскости орбит пар спутников должны быть равномерно распределены по долготе. Периодичность появления КА в зонах проявления предвестниковых эффектов составит при этом не более 1,5-2 часов. На этих спутниках должны осуществляться измерения УНЧ-КНЧ-ОНЧ волн, квазипостоянных электрических полей, плотности плазмы, массового состава ионной и нейтральной составляющих плазмы, потоков высокоэнергичных частиц, атмосферных эмиссий в различных линиях кислорода и азота в подспутниковых областях и гидроксильных эмиссий при наблюдениях в направлении лимба Земли.

Совместно с ИЗМИРАН разработаны предложения по комплексу бортовой научной аппаратуры для наблюдения предвестниковых явлений. В его состав должны входить:

1. УНЧ-ОНЧ волновой комплекс для измерения и анализа волновых излучений в диапазоне частот 0,1 Гц - 23 кГц.

2. Высокочастотный волновой комплекс для измерения спектра электромагнитных излучений в диапазоне 0,1 - 15 мГц и электронной плотности.

3. Измеритель электростатических полей для измерения 3 компонент квазипостоянного электрического поля.

4. Спектрометр энергичных частиц для измерения энергетического распределения и вариаций интенсивности потоков электронов и ионов с энергиями 20 кЭв-2 мЭв.

5. Оптический комплекс для измерения характеристик атмосферных эмиссий.

6. Плазменный комплекс для измерения ионного и нейтрального состава, плотности, вариаций плотности и компонент скорости дрейфа плазмы.

7. Комплекс ионосферной томографии для построения двумерного распределения электронной концентрации.

8. Система сбора и предварительной обработки информации, обеспечивающая сбор, предварительную обработку и хранение информации с бортовых измерительных приборов, а также управление работой приборов и передачу данных на Землю.

Суммарная масса бортового научного комплекса составляет 53 кг, энергопотребление - 69 вт.

Научная аппаратура требует трехосной стабилизации в орбитальной системе координат с точностью $\pm 10^0$, а при повышении сейсмической активности - до $\pm 1^0$.

Для развертывания и восполнения системы из 12 - 18 спутников срок активного существования КА должен составлять не менее 2 - 3 лет.

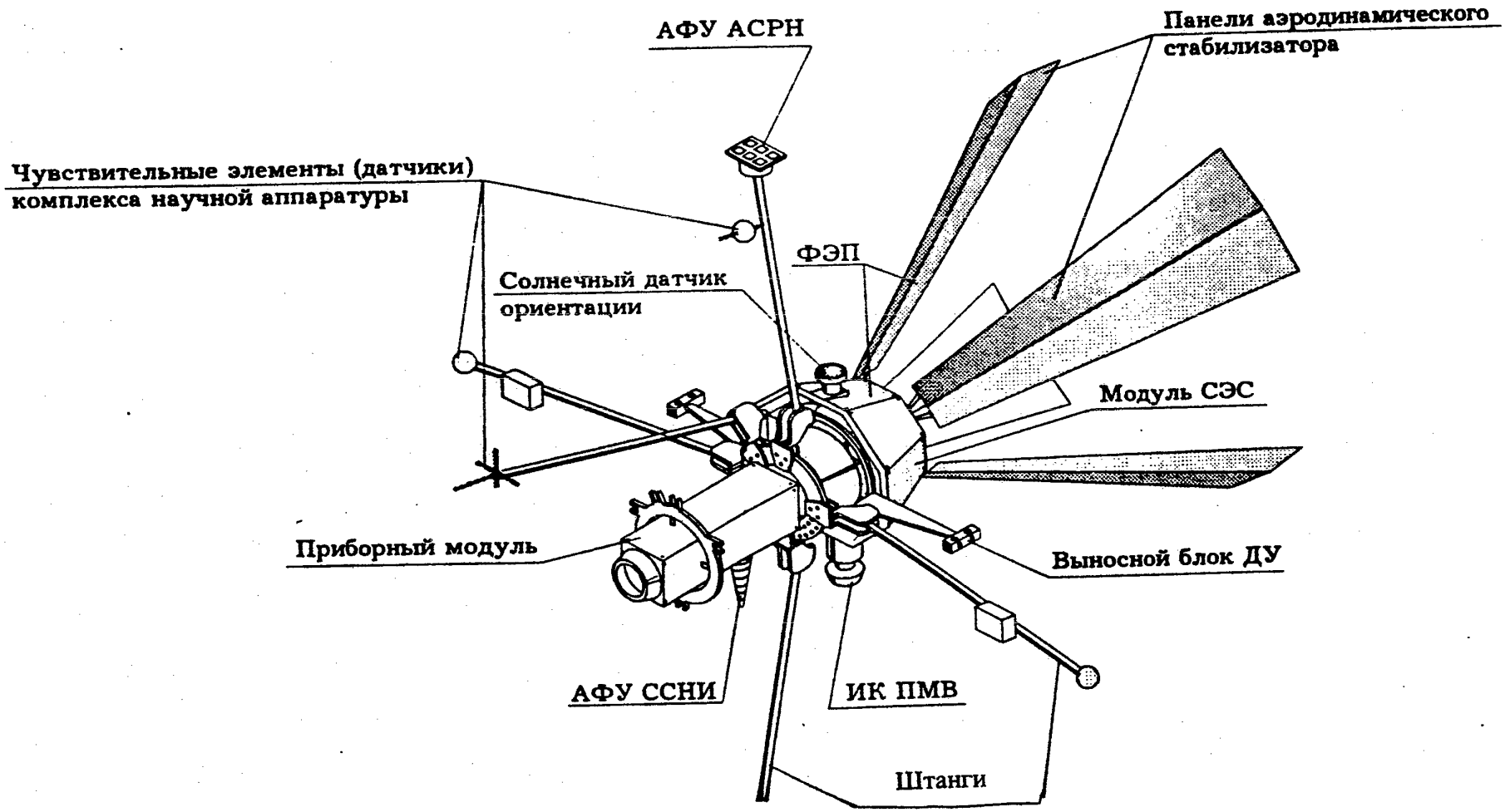
На основе статистического анализа данных по эксплуатируемым и разрабатываемым КА можно заключить, что при указанных массе и энергопотреблении бортовой целевой аппаратуры и заданном сроке активного существования масса КА не превысит 200 - 350 кг. Таким образом, КА, входящие в состав нижнего яруса системы предупреждения о землетрясениях, относятся к классу маломассовых космических аппаратов (МКА).

Один из вариантов проектного облика такого МКА проработан КБ "Арсенал" им. М.В.Фрунзе. Особенностями его конструкции является то, что компоновка служебных систем производится не в единой сборке (платформе), а в виде отдельных модулей, допускающих их взаимную перекомпоновку и изменение межмодульных связей и параметров. Такой подход, помимо обеспечения унификации МКА различного типа, позволяет производить проектирование и изготовление модулей с учетом их непрерывной модернизации. Базовый модуль МКА предлагается создавать в составе следующих модулей:

- модуля системы электроснабжения (СЭС), в конструкции которого предусмотрена возможность наращивания и перекомпоновки солнечных батарей,
- модуля двигательной установки (ДУ),
- модуля системы ориентации и стабилизации, конструкция которого унифицируется для МКА различного типа,
- силовой рамы-конструкции, на которой производится компоновка модулей и размещение внешних элементов и устройств.

Общий вид МКА нижнего яруса в рабочем положении показан на рисунке. Бортовая научная аппаратура размещается в приборном модуле, изготавливаемом в виде четырехгранной призмы и устанавливаемом соосно с модулями ДУ и СЭС. Часть датчиков размещается на выносных штангах. Это необходимо для снижения уровня электромагнитных помех при регистрации параметров электромагнитных полей и плазмы.

Особенностью конструкции МКА является то, что его ориентация в полете осуществляется с помощью аэродинамического стабилизатора, роль которого играют откидные панели солнечных батарей. Индикация углового положения МКА осуществляется за счет использования ИК построителя местной вертикали и солнечного датчика ориентации. При необходимости (в случае появления признаков



МКА системы предупреждения о землетрясениях

в рабочем положении.

повышения сейсмической активности) МКА переходит в режим точной стабилизации. В этом режиме точность стабилизации доводится до $\pm 1^0$. Исполнительными органами служат газореактивные двигатели стабилизации.

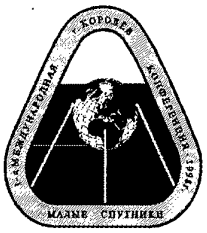
Модуль ДУ представляет собой элементы и устройства двигательной установки, смонтированные на общей силовой конструкции. В качестве рабочего тела ДУ используется двухкомпонентное топливо (АТ + НДМГ).

Модуль СЭС конструктивно образует единую сборку, состоящую из приборного блока и откидных панелей солнечных батарей. Приборный блок представляет собой усеченную восьмигранную пирамиду. Поверхность 4-х из 8-и наружных секций панелей покрыта фотоэлектрическими преобразователями. Поверхность других 4-х панелей играет роль радиационного теплообменника СТР. Внутренняя поверхность пирамиды образована сотовыми панелями с тепловыми трубами и служит для размещения аккумуляторных батарей, блоков аппаратуры регулирования и контроля СЭС, блока распределения питания, а также отдельных блоков ДУ.

Предварительный проектный анализ показал, что масса рассмотренного варианта МКА системы предупреждения о землетрясениях составит 290 кг, суммарное энергопотребление бортовой аппаратуры - 137 вт. Для выведения МКА на рабочие орбиты могут быть использованы ракеты-носители "Рокот", "Рикша", "Прибой", обеспечивающие запуск одновременно 2-х МКА.

ЛИТЕРАТУРА

Исследование принципов построения штатных специализированных малогабаритных космических аппаратов для наблюдения предвестников землетрясений в околоземном космическом пространстве. Системный проект. ЦНИИМаш, КБ "Арсенал" им. М.В.Фрунзе, НИИЭМ. 1996 г.



1-я МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ-ВЫСТАВКА

МАЛЫЕ СПУТНИКИ
НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, ДОСТИЖЕНИЯ. ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ
МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В НОВОМ ТЫСЯЧЕЛЕТИИ

I-st ANNUAL INTERNATIONAL CONFERENCE & EXHIBITION

S M A L L S A T E L L I T E S
NEW TECHNOLOGIES, ACHIEVEMENTS, PROBLEMS AND PROSPECTS
FOR INTERNATIONAL CO-OPERATION IN THE NEW MILLENNIUM

СЕКЦИЯ V:

НАУЧНЫЕ МКА И ПРОГРАММЫ

SESSION V:

SCIENTIFIC SMALL SPACE VEHICLES

Руководители:

А.А. Галеев, ИКИ РАН, Россия
В.Н. Ораевский, ИЗМИРАН, Россия

Chairpersons:

Albert A. Galeev, IKI, Russia
Victor N. Oraevsky, IZMIRAN,Russia

V.1 **Разработка проекта создания долговременной солнечной стереоскопической обсерватории в треугольных точках либрации системы Солнце-Земля**
В. Григорьев, Г. Жеребцов, П. Папушев, ИСЗФ СО РАН,
В. Косенко, В. Чеботарев, НПО ПМ,
С. Каваносян, В. Коновалов, ЦНИИМАШ, Россия

V.2 **Миссия "Интергелиос" для гелиофизических исследований**
В. Ораевский, В. Кузнецов, ИЗМИРАН, В. Аксфорд,
Э. Марш, ИА им. М. Планка, Германия, Т. Бреус,
Л. Ксанфомалити, ИКИ РАН, С. Куликов, К. Пичхадзе,
Ф. Зайцев, НПО им. Лавочкина, Г. Успенский, А. Целин,
ЦНИИМАШ, Россия

V.3 **Многофункциональный микроспутник для научных исследований: концепция построения, структурная схема, организация работ**
Ю. Агафонов, В. Храпченков, ИКИ РАН, Россия,
П. Триска, Я. Войта. ИГФ, Чехия

V.4 **Возможности орбитального коронографического телескопа: проект "Фомальгаут"**
А. Черепащук, И. Ким, О. Бугаенко, И. Герасимов,
А. Захаров, В. Корнилов, Е. Шеффер, ГАИШ
им. Штернберга МГУ им. М.В. Ломоносова, Россия

V.5 **Работа на орбите многофункциональных микроспутников для научных исследований МАГИОН-4 и МАГИОН-5**
Ю. Агафонов, В. Храпченков, ИКИ, Россия,
П. Триска, Я. Войта, ИГФ, Чехия

V.6 **Глобальная магнитная съемка (проект УНИМАГ)**
В. Ораевский, В. Головков, В. Стяжкин, ИЗМИРАН, Россия

V.7 **Магнитные поля по градиентным аэростатным измерениям и данным спутника МАГСАТ**
Н. Ротанов, Ю. Цветков, ИЗМИРАН, Россия

V.8 **Система микроспутников для геофизических исследований "Эстафета"**
В. Ораевский, В. Алексеев, В. Головков, В. Клепиков,
А. Степанов, ИЗМИРАН, Россия

V.9 **КНЧ- и ОНЧ-электромагнитный фон во внешней ионосфере над сейсмоактивными районами (ИСЗ "Интеркосмос-24")**
Ю. Михайлов, Г. Михайлов, О. Капустина, ИЗМИРАН, Россия

V.10 **Изучение геодинамических процессов методами регистрации электрического и магнитного полей электромагнитного излучения**
В. Алексеев, В. Головков, В. Ораевский, ИЗМИРАН, Россия

V.11 **Итоги и перспективы исследований проблем техногенного засорения околоземного космического пространства**
С. Кулик, РКА, В. Лукьященко, М. Яковлев,
М. Михайлов, С. Логинов, ЦНИИМАШ, Россия

V.12 **Подвижный пенетрометр**
В. Громов, ВНИИТРАНСМАШ, Россия

V.13 **Микролуноход**
В. Громов, ВНИИТРАНСМАШ, Россия

V.14 **Микророботы для орбитальных аппаратов**
В. Громов, А. Воробьев, М. Маленков, С. Федосеев,
Г. Титов, ВНИИТРАНСМАШ, Россия

V.15 **Преобразователь техногенных и микрометеороидных частиц**
В. Балакин, И. Белоконов, Н. Семкин, К. Воронов,
А. Саноян, С. Ратов, Самарский ГАУ, Россия

V.16 **Плотность потоков плазмы, обтекающих твердые тела со скоростью до 100км/с**
В. Алексеев, Л. Плиашкевич, В. Струнников,
В. Васильев, ИЗМИРАН, Россия

V.1 **Permanent Solar Stereoscopic Observation at Working out the Project for the Creation of a Triangular Libration Points of the Sun-Earth System**
V. Grigoryev, G. Zherebtsov, P. Papushev, ISZF SO
V. Kosenko, V. Chebotarev, NPO PM,
S. Kavanosian, A. Tselin, TsNIIMASH, Russia.

V.2 **INTERGELIOS Mission for Geophysical Studies**
V. Oraevski, V. Kuznetsov, IZMIRAN,
V. Axford, E. Marsh, M. Plank Institute for Aeronomy, Germany,
T. Breus, V. Ksanfomality, IKI RAN, S. Kulikov, K. Pichkhadze,
A. Zaitsev, Lavochkin NPO, G. Uspensky, A. Tselin,
TsNIIMASH, Russia,

V.3 **A Multifunctional Research Satellite: Configuration Concept, Structural Layout, Work Organization**
Yu. Agafonov, V.V. Khrapchenkov, IKI RAN, Russia
P. Triska, Ya. Voita, CzGFI, Czechia

V.4 **Capabilities of Space-Born Coronagraphic Telescopes: "Fomalhaut" project**
A. Cherepashchuk, I. Kim, O. Bougaenko, L. Gerassimov,
A. Zakharov, V. Kornilov, E. Sheffer, Shternberg GAI MGU,
Russia

V.5 **In-Orbit Operation of the MAGION-4 and MAGION-5 Research Multifunctional Microsatellites within the INTERBALL Project**
Yu. Agafonov, V. Khrapchenkov, IKI RAN, Russia
P. Triska, Ya. Voita, CzGFI, Czechia

V.6 **The Global Magnetic Survey (Project UNIMAG)**
V. Oraevsky, V. Golovkov, V. Styazhkin, IZMIRAN, Russia

V.7 **Magnetic Fields from Gradient Aerostatic Measurements and from MAGSAT Satellite Data**
N. Rotanova, Yu. Tsvetkov, IZMIRAN, Russia

V.8 **The "Relay Race" Microsatellite System for Geophysical Researches**
V. Oraevsky, V. Alexeev, V. Golovkov, V. Klepikov, A. Stepanov,
IZMIRAN, Russia

V.9 **Fractional Hop Whistlers Properties over Seismoactive Regions and His Application for Earthquake Monitoring with Using of Small Satellites**
Yu. Mikhailov, G. Mikhailova, O. Kapustina, IZMIRAN, Russia

V.10 **Study of Geodynamical Processes Using Techniques of Registration of the Electrical and Magnetic Fields and the Electromagnetic Emission**
V. Alexeev, V. Colovkov, V. Oraevsky, IZMIRAN, Russia

V.11 **The Results and Further Steps in Space Debris Problems Investigation**
S. Kulik, RSA, V. Lukjashchenko, M. Yakovlev, M. Mikhailov, S. Loginov, TsNIIMASh, Russia

V.12 **Moving Penetrometer**
V. Gromov, VNIITRANSMASH, Russia

V.13 **Micro Moon-rover**
V. Gromov, VNIITRANSMASH, Russia

V.14 **Microrobots for Orbital Space Vehicles**
V. Gromov, A. Vorobyov, M. Malenkov, S. Fedosseev, G. Titov, VNIITRASNMASH, Russia

V.15 **Transformer of Technogenic and Micrometeoroid Particles**
V. Balakin, I. Belokonov, N. Semkin, K. Voronov, A. Sanoyan, S. Ratov, Samara GAU, Russia

V.16 **Flows about Solid Bodies of up to 100 km/s Velocity Dense**
V. Alexeev, L. Pliashkevich, V. Strunnikov, V. Vasiliev, IZMIRAN, Russia

РАЗРАБОТКА ПРОЕКТА СОЗДАНИЯ ДОЛГОВРЕМЕННОЙ СОЛНЕЧНОЙ СТЕРЕОСКОПИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ В ТРЕУГОЛЬНЫХ ТОЧКАХ ЛИБРАЦИИ СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ-ЗЕМЛЯ

В.М. Григорьев [1], **Г.А. Жеребцов**[1], **В.Е. Косенко** [2], Кавагосян О.В.[3], Коновалов В.С.[3], **П.Г. Папушев**[1], **А.В. Целин** [3], **В.Е.Чеботарев** [2]

[1] Институт солнечно-земной физики СО РАН, Иркутск, а/я 4026, vgrig@iszf.irk.ru

[2] Научно-производственное объединение «Прикладная механика», Железногорск, Красноярский край.

[3] Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, Королев М.О., ул. Пионерская, 4.

Исследования трехмерной структуры солнечных геоэффективных образований является одним из основных направлений, определяющих перспективы в физике Солнца. Космические обсерватории позволили исследовать Солнце в диапазонах излучения, недоступных с поверхности Земли. Современные исследования позволили выявить в атмосфере Солнца многообразие деталей и явлений, физическая природа которых не может быть установлена при наблюдении с одного направления. Для выявления реальной физической картины необходимы наблюдения, как минимум, с двух направлений. Необходимы стереонаблюдения Солнца. Стереонаблюдения в двух и более пространственных направлениях дают возможность изучения столь широкого круга задач гелиогеофизики, что в настоящее время обсуждаются различные варианты технической реализации системы стереоскопических наблюдений, в том числе с использованием малых спутников.

Для наблюдений Солнца наибольший интерес представляют системы, сохраняющие свою геометрию неограниченно долго. В связи с этим в работах авторов рассмотрены возможности создания долговременной солнечной стереоскопической обсерватории с размещением 2-х КА в треугольных точках либрации системы Солнце-Земля (проект «Стереоскоп - 2000»): L_4 и L_5. В этом случае КА будут существовать неограниченно долго и иметь не требующие коррекции стабильные орбиты. Телескопы размещенные на КА будут при этом наблюдать Солнце с 2-х направлений, угол между которыми будет составлять 120^0, а расстояние до Земли 1 а.е. Авторами рассмотрен проектный облик КА, обеспечивающего стереонаблюдения Солнца, схемы выведения и определения положения КА при подлете к точкам L_4, L_5, вопросы передачи на Землю наблюдательной информации с объемом до 5 Гбайт/сутки. При этом показано, что несмотря на техническую возможность развертывания в точках либрации крупной обсерватории, с массой КНА до 750 кг, ее эффективность может оказаться недостаточной для исследования всего спектра явлений в течение цикла солнечной активности. В настоящем докладе авторы рассматривают возможности создания наращиваемой многомодульной системы стереонаблюдений Солнца, состоящей из служебного модуля с запускаемыми к нему специализированных малых спутников по программе проведения научных исследований в течение 11-летнего цикла солнечной активности.

Permanent Solar Stereoscopic Observation at Working out the Project for the Creation of a Triangular Libration Points of the Sun-Earth System

V.M.Grigoryev, G.A.Zherebtsov, P.G.Papushev
Institute of Solar-Terrestrial Physics SD RAS, Irkutsk, P.O.B. 4026, Russia.
V.E.Kosenko, V.E.Chebotarev
Research-Production Association "Applied Mechanics", Zheleznogorsk, Krasnoyarsk Territory, Russia
S.G.Kavanosian, A.V.Tselin
Central Research Institute of Mechanical Engineering. Korolev M.O., 4 Pionerskaya St., Russia

Investigation into the three-dimensional structure of solar geoeffective features is one of the main research areas that determine the long-term prospects in solar physics. Space observatories were instrumental in investigating the Sun in emission ranger not accessible from the ground. Recent research made it possible to reveal in the solar atmosphere a diversity of details and phenomena whose physical origin cannot be ascertained through observations from a single direction. Revealing the actual physical picture requires observations made from no fewer than two directions. Stereo-observations of the Sun are needed. Stereo-observations in two or more spatial directions provide a means to study such an extensive range of problems in heliogeophysics that discussion continues concerning different versions of technical implementation of stereoscopic observation systems, including those using small satellites.

In the context of solar observations, of the greatest interest are systems capable of retaining their geometry indefinitely long. In this connection, these authors in their publications explored the possibility of creating a permanent solar stereoscopic observatory by placing two spacecraft at triangular libration points of the Sun-Earth system ("Stereoscope-2000" project). In this case the spacecraft will have an indefinitely long lifetime, with stable orbits which do not need any correction. The spacecraft-borne telescopes will in this case observe the Sun from two directions, with the angle between them making up 120 degrees, and the distance to the Earth of 1 AU. These authors have considered the spacecraft design configuration to ensure stereo-observations of the Sun, the systems for placing the spacecraft in orbit and determining their position as they approach the points L4 and L5, as well as the issues of transmitting to the ground observational data at the rate of up to 5 Gbytes/day. Further, it was shown that notwithstanding the fact that it is technically feasible to deploy at the libration points a large observatory, with the spacecraft mass of up to 750 kg, its effectiveness would be insufficient for investigating the entire spectrum of phenomena over a cycle of solar activity. In this paper, we explore the possibilities of creating an extendable multimodular system for stereo-observations of the Sun, consisting of a service module with special-purpose small satellites launched to it within a research program during an 11-year cycle of solar activity.

МИССИЯ «ИНТЕРГЕЛИОС» ДЛЯ ГЕЛИОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

В.Н. Ораевский, В.Д.Кузнецов
ИЗМИРАН
142092 г. Троицк, Московская область
Факс: (095) 334-01-24
В.И.Аксфорд, Э.Марш
Институт аэрономии им.Макса Планка
37191 Катленбург-Линдау, Германия
Факс: (1049) 5556-979-240
Т.К. Бреус, Л.В.Ксанфомалити
ИКИ РАН
117810 Москва, ул.Профсоюзная, 84/32
Факс: (095) 310-7023
С.Д.Куликов, К.М.Пичхадзе, А.В.Зайцев
НПО им.С.А.Лавочкина
141400 г.Химки, Московская область
ул.Ленинградская, 22
Факс: (095) 573-35-95
Г.Р.Успенский, А.В. Целин
141070 Королев, Московская обл.,
ул. Пионерская 4
Факс: (095) 513-54-02

Реферат

Малый космический аппарат (МКА) миссии «ИнтерГелиос» предназначается для исследования внутренней гелиосферы и Солнца с близких расстояний. Для сближениия с Солнцем (перигелий около 20 Rs) предполагается использовать многократные гравитационные маневры у Венеры в сочетании с электрореактивным двигателем малой тяги, которые обеспечивают постепенное понижение перигелия, позволяют реализовать режим синхронного вращения космического аппарата и Солнца (коротация) на протяжении достаточно длительного интервала времени, а также, позволяют осуществлять периодические сближения с Меркурием. Рассматривается также возможность последующего наклона орбиты МКА к плоскости эклиптики для выполнения программы исследований над полярными областями Солнца.

В состав полезной нагрузки общим весом не более 60 кг входят приборы дистанционного наблюдения Солнца (оптический, рентгеновский и ультрафиолетовый телескопы, коронограф), а также комплекс для гелиосферных исследований (анализаторы частиц солнечного ветра и плазмы, магнитометр, детекторы энергичных частиц, нейтронов и пыли, радиоспектрометр).

МКА будет снабжен теплозащитным экраном и специально сконструированными солнечными батареями.

Введение

Миссия «ИнтерГелиос» является наиболее интересным из рассматриваемых в настоящее время космических проектов по исследованию внутренней солнечной системы (включая Солнце, межпланетную среду и планету Меркурий). Проект разрабатывается в рамках программы фундаменальных космических исследований Российской академии наук под эгидой Российского космического агентства. Европейские институты, имеющие длительный опыт космических исследований в области физики Солнца, межпланетной среды и планет, также предполагают принять непосредственное участие в проекте под эгидой Европейского космического агентства .

Задача «ИнтерГелиоса» --- подойти как можно ближе к Солнцу в точке, где аппарат будет временно находиться на квази-коротационной орбите (т.е. до 30 солнечных радиусов или меньше). Предыдущий аппарат «Гелиос», который подошел к Солнцу на расстояние около 63 солнечных радиусов, позволил объяснить многие особенности наблюдаемые во внутренней гелиосфере и межпланетной среде, и в частности, --- в солнечном ветре. Ряд необычных явлений наблюдался при прохождении перигелия, такие как, например, заметное падение плотности плазмы (возможно, связанное с очень протяженными корональными стримерами) и эпизодически регистрируемый дозвуковой поток. Как показывает опыт последних наблюдений на коронографе SOHO, эти явления должны значительно чаще встречаться на расстояниях около 30Rs. Кроме того, благодаря наклону пояса корональных стримеров от плоскости эклиптики, «Гелиос» мог осуществлять регулярные наблюдения высокоскоростного солнечного ветра.

«ИнтерГелиос» позволит детально исследовать эти протяженные корональные стримеры, а также связанное с поясом стримеров ускорение медленного солнечного ветра. Более того, многократное прохождение через область быстрого солнечного ветра позволит исследовать проблему его ускорения. Периоды квази-коротации вблизи перигелия продолжительностью несколько дней позволят изучать вспышки, выбросы и другие явления солнечной активности на конкретной гелиодолготе, избегая таким образом смешения временных и пространственных вариаций, которое затрудняло прямые наблюдения в прошлом.

Существуют и другие преимущества, связанные с околосолнечными измерениями, например, возможность стереоскопических наблюдений солнечной короны (параллельно с наблюдениями с земной орбиты), а также возможность наблюдать с очень высоким разрешением фотосферное магнитное поле и EUV структуры в переходной области и хромосферной сетке и активную корону в мягком рентгеновском излучении. Все это можно делать с помощью малых инструментов, не требующих для достижения высокого разрешения ни большого зеркала, ни интерферометрии или каких-либо других сложных технических средств. Для «ИнтерГелиоса» эта задача облегчается близостью к Солнцу: расстояние космического аппарата от Солнца в перигелии составляет всего одну седьмую а.е. На этом расстоянии угловое разрешение, равное 1 сек. дуги на 1 а.е.,

соответствует всего 100 км на Солнце. Таким образом, для достижения высокого пространственного разрешения при дистанционных наблюдениях Солнца с КА «ИнтерГелиос» достаточны небольшие телескопы, гелиосферные же приборы также легковесны, и именно это позволяет удовлетворить основные требования к наблюдениям с использованием малого космического аппарата.

Важным преимуществом «ИнтерГелиоса» является также выполнение разнопозиционных дистанционных наблюдений Солнца и локальных измерений вблизи Солнца. КА «ИнтерГелиос» будет вращаться вокруг Солнца на рабочей орбите примерно в три раза быстрее Земли и поэтому будет занимать разные положения по отношению к линии Солнце-Земля, будет многократно пересекать эту линию и располагаться позади Солнца. Все это позволит иметь периоды перекрытия полей зрения на Солнце с КА и с Земли и тем самым выполнить совместно с околоземными КА стереонаблюдения поверхности Солнца и его короны, наблюдать при расположении КА сбоку от линии Солнце-Земля распространяющиеся в направлении Земли выбросы и возмущения, выполнить при пересечении КА линии Солнце-Земля локальную диагностику этих явлений на достаточном удалении от Земли, обеспечивающем заблаговременный прогноз их возможных геофизических проявлений - магнитных бурь и т.д., осуществить многократное радиопросвечивание солнечной короны при расположении КА позади Солнца, наблюдать невидимую с Земли сторону Солнца и обеспечивать информацию о состоянии активности на этой стороне перед выходом ее на обращенную к Земле сторону.

Попутным объектом исследования может быть Меркурий, период орбиты которого при определенных условиях оказывается соизмерим с периодом движения КА на орбите. Существует еще множество неясных вопросов, связанных с изучением тех областей планеты, которые не видны были с «Маринера-10», с поисками водного льда в глубоких полярных кратерах (о существовании которого свидетельствуют данные радарных наблюдений в Аресибо) и изучением активной магнитосферы.

Для обеспечения всех этих измерений предполагается разработать комплекс научной аппаратуры с небольшим весом (не более 60 кг), хотя при этом придется приложить дополнительные усилия для создания более легких интегрированных приборных комплексов с использованием совместных элементов для цифровой обработки данных и электроники. Эта задача интересна и сама по себе с точки зрения развития новых технологий для будущих более дешевых космических экспериментов. Еще более интересна возможность использовать в проекте «ИнтерГелиос» технологию, основанную на принципе малой тяги, в разработке которой Россия занимает лидирующие позиции в мире, и таким образом обеспечить поддержку и дальнейшее развитие этого направления. Если Россия не сумеет сама опробовать и использовать новую технологию, есть вероятность, что инициатива будет перехвачена другими космическими агентствами.

«ИнтерГелиос» будет выдавать результаты наблюдений и измерений из области исследования почти немедленно и в течение всего периода жизни на орбите. Он удовлетворяет многочисленным требованиям длительных околосолнечных наблюдений межпланетной среды, наблюдений Солнца с

высоким разрешением, стереоскопических наблюдений короны (имеющих особенно важное значения для изучения «космической погоды»), а также обеспечивает возможность наблюдений Меркурия, которая даже не рассматривается другими космическими агентствами.

Научные задачи миссии

Солнечная корона и солнечный ветер вблизи Солнца остаются последними областями Солнечной системы, не исследованными с помощью прямых измерений. Космический проект «ИнтерГелиос» призван заполнить эти пробелы в исследовании внутренних областей Солнечной системы, т.е. Солнца, и гелиосферы, с целью лучшего понимания магнитной активности солнечной атмосферы и сопутствующего нагрева короны, генерации и ускорения солнечного ветра и солнечных энергичных частиц, плазменной, газовой и пылевой оболочки вокруг Солнца.

Солнечный ветер обтекает всю Солнечную систему и контролирует межпланетное пространство вплоть до гелиопаузы на расстоянии около 100 а.е. Звездный ветер, короны и планетарные системы существуют во Вселенной повсеместно, однако, только в Солнечной системе возможны их детальные прямые измерения. Проект «ИнтерГелиос» создан для многократных сближений с Солнцем на орбитах в плоскости эклиптики с расстоянием в перигелии около 30Rs.

Медленный солнечный ветер, истекающий из пояса низкоширотного экваториального стримера вокруг Солнца, ясно виден на изображениях, полученных с помощью коронографа на SOHO. По своей природе он очень изменчив и неустойчив и поэтому для его наблюдения и изучения необходимо прямое зондирование вблизи источника на заданной гелиографической долготе, которое позволило бы однозначно разделить временные и пространственные вариации. Проект «ИнтерГелиос» сосредоточится на наблюдении потоков медленного солнечного ветра и солнечных возмущений, связанных с магнитной солнечной активностью, вспышками, петлями и эруптивными протуберанцами. Впервые будут осуществлены наблюдения временной эволюции и пространственной структуры этих явлений в основании короны с очень высоким пространственным (<100 км) и временным (<1 сек) разрешением с космического аппарата, находящегося на орбите, близкой к гелиосинхронной. «ИнтерГелиос» будет также осуществлять регулярные наблюдения быстрого солнечного ветра, появляющегося, когда полярные корональные дыры вытягиваются, достигая экваториальных областей.

Научный комплекс

Для достижения поставленных целей по наблюдению солнечной и околосолнечной плазмы «ИнтерГелиос» должен будет осуществлять прямые измерения низко- и высокоскоростного солнечного ветра, дистанционные измерения солнечной плазмы в основании короны, в верхней хромосфере и

супергрануляционной сетке, охватывая таким образом диапазон гелиоцентрических расстояний от долей Rs примерно до 35Rs и более.

Научный комплекс «ИнтерГелиоса» будет обеспечить сочетание детальных прямых наблюдений с наблюдениями магнитной активности на и вблизи солнечной поверхности. Сравнительно длинная фаза коротации КА с Солнцем позволит осуществлять такие наблюдения, а также вести непрерывные наблюдения активных областей и их динамики и эволюции в солнечной атмосфере и измерять их межпланетные эффекты. Для выполнения своей задачи «ИнтерГелиос» будет использовать приборы для дистанционных и прямых измерений, позволяющие получать характеристики излучения и плазмы в околосолнечном и пространстве. Научный комплекс КА рассчитан на установку следующих инструментальных блоков:

- Прямые измерения в межпланетном пространстве:
  Функции распределения тепловых и энергичных частиц, магнитное поле, магнитогидродинамические и плазменные волны, пыль, нейтроны и гамма—излучение, радиоволны в околосолнечной гелиосфере.

- Дистанционные измерения Солнца:
  Получение изображений с высоким разрешением и спектроскопия солнечной атмосферы и короны, в частности, в избранных диапазонах длин волн от оптического до крайнего ультрафиолетового и рентгеновского излучения.

В качестве основы для комплекса научной аппаратуры «ИнтерГелиоса» можно взять разработки, использовавшиеся на КА «Гелиос», «Ulysses», КОРОНАС, Yohkoh, SOHO, дополнив их оборудованием для дистанционного зондирования Солнца и прямых измерений частиц и полей с околосолнечной синхронной орбиты. Разумеется, окончательный проект научного комплекса должен стать новой технологической разработкой, отвечающей общим требованием малого веса и комплексного компактного дизайна. Он должен целенаправленно обеспечивать решение основных научных задач, предусматривать возможность накопления данных в сжатом виде на борту КА и удовлетворять требованию умеренной скорости их передачи на Землю.

Перечень приборов для гелиосферных и солнечных исследований приведен в таблицах 1 и 2 (указаны масса M, объем V, энергопотребление W и скорость телеметрии приборов).

Концепция космического аппарата

В качестве базовой платформы для КА «ИнтерГелиос» рассмотрена возможность использования орбитального модуля, разработанного в НПО им. С.А. Лавочкина для перспективных исследований Луны и Марса.

Этот модуль укомплектован всеми системами, необходимыми для обеспечения полета к планетам Солнечной системы и по своим параметрам близок к требованиям, предъявляемым к КА «ИнтерГелиос». С его помощью могут быть

удовлетворены основные требования со стороны условий проведения научных экспериментов:

- обеспечение надежного функционирования научных и служебных систем КА в условиях повышенного теплового и радиационного воздействия вблизи Солнца;
- поддержание постоянной трехосной ориентации на Солнце с использованием опорных звезд;
- обеспечение расположения научной аппаратуры в соответствии с требованиями по ориентации ее визирных осей и полей обзора;
- обеспечение электропитания научной аппаратуры в мониторинговом режиме и в сеансах научных измерений;
- обеспечение передачи на Землю научной информации в сеансах связи.

Общий вид КА «ИнтерГелиос» с размещенным на нем комплексом научной аппаратуры показан на рис.1. Массовая сводка КА дана в таблице 3.

Таблица 1. Приборы для гелиосферных исследований.

Название прибора	Назначение	Спецификация	M кг	V $см^3$	W Вт	T кбт/ сек
Анализатор частиц солнечного ветра	измерения ионов и электронов	ионы:(0-30) кэв/Q электроны: (0-10) кэв	3	20^3	4	5
Анализатор плазменных волн	плазменные волны	μV/m - V/m nT - μT	3	20^3	3	10
Магнитометр	постоянное магнитное поле	0.1 n T - μT	1	10^3	1	1
Детектор частиц	энергичные частицы	ионы и электроны: 10 кэв – 10 Мэв	2	15^3	3	3
Детектор пыли	межпланетные частицы	пылевые частицы 10^{-16} – 10^{-6} г	1	10^3	1	0.5
Радиоспектрометр	радиоизлучение короны	200 кГц – 50 МГц	1	10^3	1	0.5

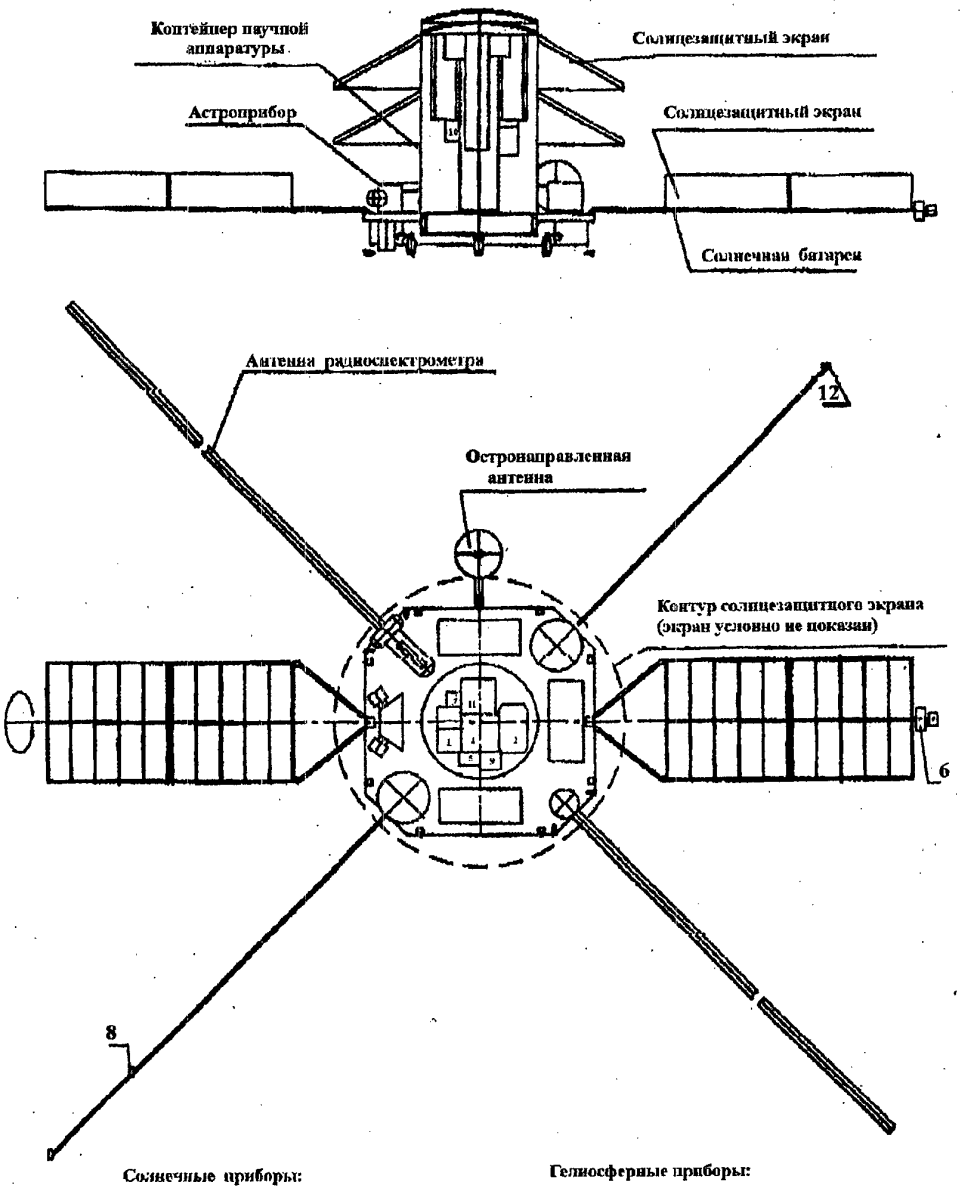
Таблица 2. Приборы для солнечных исследований.

Название прибора	Назначение	Спецификация	M кг	V $см^3$	W Вт	T кб/с
Комбинированный телескоп-магнитограф	Изображения солнечного диска с высоким разрешением	Hα, континуум линии *Fe, Ca/Mg*	10	$10^2 \times 30$	10	10
Крайне-ультрафиолетовый телескоп	Хромосфера и переходная область	линии излучения в EUV	9	$10^2 \times 20$	5	5
Рентгеновский телескоп	Корона	линии излучения *Fe*	9	$10^2 \times 20$	5	5
Коронограф и телескоп полного обзора Солнца	Изображение короны и Солнца в белом свете	зеркальный коронограф с внутренним затмением, изображения на CCD	20	$10^2 \times 40$	10	10
Анализатор нейтронов	Солнечные нейтроны и гамма-излучение	(0.5 – 100) Мэв (0.1 – 10) Мэв для γ-излучения	1	20^3	2	0.1

Конструктивной основой КА является кольцеобразная термостабилизируемая платформа, на которой без гермоконтейнера располагаются практически все системы КА и к которой крепятся раскрываемые панели с солнечными фотопреобразователями.

В центральной части перелетного модуля располагается цилиндрическая конструкция, верхняя часть которой предназначена для крепления контейнера научной аппаратуры, а нижняя используется для крепления КА к переходной проставке, соединяющей КА с разгонным блоком ракеты-носителя. Это позволяет воспринимать силовые нагрузки от комплекса научной аппаратуры наиболее рациональным способом, не загружая ими платформу со служебными системами и не требуя доработок конструкции.

Весь комплекс научной аппаратуры размещается в контейнере. Конструктивно он представляет собой цилиндрическую конструкцию, нижнее основание которого предназначено для соединения с перелетным модулем, а к верхнему крепятся солнцезащитные экраны для защиты от тепловых потоков солнечного излучения при пролете на близких расстояниях от Солнца.



Солнечные приборы:

1. Оптический телескоп-магнитограф
2. Рентгеновский телескоп
3. Солнечный XUV-телескоп
4. Коронограф
5. Детектор нейтронов
6. Солнечный гамма-спектрометр

Гелиосферные приборы:

7. Анализатор частиц солнечного ветра
8. Магнитометр
9. Детектор энергичных частиц и рентгеновского излучения
10. Радиоспектрометр
11. Детектор пыли
12. Магнитный датчик УНЧ/ОНЧ

Рис. 1.

Таблица 3. Массовые характеристики КА «ИнтерГелиос».

Структурные составляющие КА	**Масса, кг**
Перелетный модуль	320.0
Комплекс научной аппаратуры	60
Контейнер научной аппаратуры с тепловыми экранами	25
Переходная проставка	20.0
Резерв	38
КА полностью собранный	463.0

Блоки и раскрываемые элементы научной аппаратуры размещаются как внутри, так и вне контейнера в соответствии с требованиями к их установке и ориентации их полей зрения. При этом обеспечивается непопадание на научную аппаратуру продуктов истечения из сопел газовых двигателей и двигателей малой тяги за счет того, что визирные окна научной аппаратуры направлены в сторону положительного направления оси X, а все указанные сопла направлены в сторону отрицательного направления оси X.

Взаимное расположение аппаратуры перелетного модуля обеспечивает положение главной оси инерции КА по оси X, которая является осью симметрии КА. Такая компоновка обеспечивает минимизацию расходов рабочего тела на стабилизацию при ориентации КА на Солнце и на звезду.

Система электропитания.

Система электропитания включает фотоэлектрическую батарею в качестве генератора и никель-водородную аккумуляторную батарею. Фотоэлектрическая батарея может быть выполнена на базе кремниевых фотопреобразователей с удельной мощностью 150 Вт/м^2 и площадью 4 м^2. При подлете к Солнцу воздействие тепловых и радиационных потоков на солнечные панели будет возрастать. Для соблюдения заданного теплового режима предусматривается возможность разворота солнечных панелей, что обеспечивает изменение их углового положения по отношению к направлению на Солнце, тем самым снижение интенсивности солнечного теплового и радиационного воздействия; установка солнцезащитных экранов, частично или, в отдельных случаях, полностью предохраняющие панели от прямого воздействия Солнца.

Тепловая защита.

На расстоянии 30 Rs, поток тепла от Солнца в 50 раз больше, чем на 1 а.е. Поэтому вместо 1.367 кВт/м^2, тепловой экран должен будет выдержать

приблизительно 70 кВт/м^2. Температура будет зависеть от угла между первичным тепловым экраном и направлением на Солнце и не должна превышать 1000 К.

Наилучшими свойствами, с точки зрения стойкости к воздействию солнечного излучения и уровня температур в установившемся тепловом режиме, обладают экраны, изготовленные из вольфрама и покрытые с внешней стороны слоем окиси кремния. Хорошей тепловой защитой может быть экран из углерод-углеродного материала.

Результаты проведенных расчетов теплового режима двухкаскадной схемы теплозащитных экранов показали, что максимальная температура внешнего экрана составляет 700К, а внутреннего 395К.

Для обеспечения теплового режима предполагается также использование специальных покрытий поверхностей приборов и корпуса КА для обеспечения определенных соотношений между излучательными и поглощательными свойствами, специальных теплоизоляционных материалов и т.д.

Телеметрия и накопление данных.

В стадии прохождения перигелия естественные сигналы, испускаемые солнечной короной, могут привести к слабому затуханию потока телеметрии. Во время наиболее мощных событий на Солнце в радиодиапазоне могут достигаться высокие потоки излучения в телеметрическом Х-диапазоне (Ггц). Однако, естественное излучение в телеметрическом Х-диапазоне (Ггц) может генерироваться лишь в непосредственной близости от Солнца и с помощью действующих антенн дальней космической связи можно обеспечить разрешение, которое позволит принять сигнал от размещенного на КА передатчика и отделить его от сильного излучения вблизи солнечной поверхности. Это важно для передачи данных в реальном времени при прохождении перигелия. Однако, поскольку некоторые помехи возможны во время очень мощных радиовсплесков на Солнце, и в перигелии требуется более высокая скорость передачи данных, когда приоритетным становится быстрое получение изображений с высоким разрешением, необходимо иметь на борту носители памяти, позволяющие хранить несколько Гбайт информации, что соответствует части суточного объема данных, получаемых вблизи перигелия со скоростью 20 кбит/с.

В радиокомплексе предполагается использовать приемники, работающие на несущей частоте 7.2 ГГц, и передатчики, работающие на несущей частоте 8.4 ГГц.

Баллистический сценарий миссии

Вывод КА на околосолнечную орбиту с перигелием около 30Rs требует серии гравитационных маневров у Венеры (ГМ). Траектории разделены на два последовательных участка: фаза понижения перигелия и рабочая орбита. Существуют два варианта миссии с разными профилями фазы понижения перигелия, которые, однако, в результате дают одинаковые рабочие орбиты (см.рис.2). В обоих сценариях происходят сближения с Меркурием.

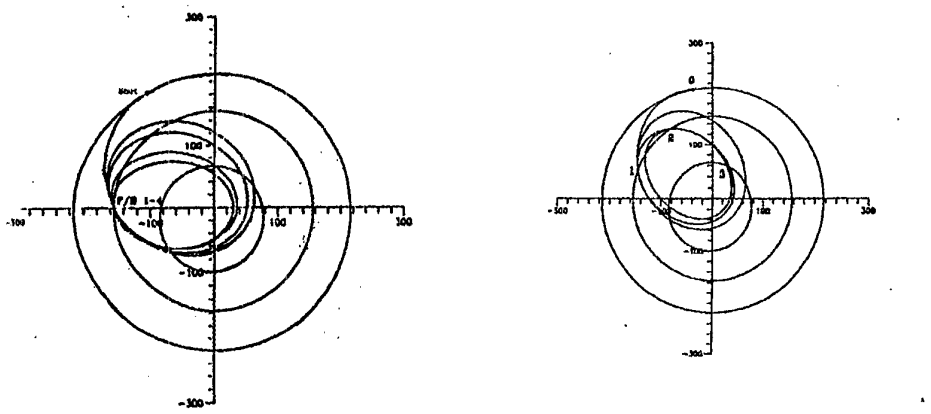


Рис. 2.

А. Быстрая миссия.

Характерное время полета --- около 3,7 лет и дополнительная скорость ΔV для вывода на рабочую орбиту составляет примерно 5.7 км/с.

Б. Очень быстрая миссия.

Характерное время полета и ΔV составляют, соответственно, около 2.5 лет и 6.8~км/с.

В варианте А--типа вся серия гравитационных маневров для снижения перигелия состоит из четырех гравитационных маневров у Венеры. Космический аппарат впервые выходит на коротационную орбиту через 3,5 года полета. При данной начальной скорости это наиболее низкий возможный перигелий. Поэтому быстрая миссия (А) соответствует максимальному весу полезной нагрузки в рамках схемы с гравитационным маневром у Венеры с расстоянием в перигелии около 30Rs.

Профиль миссии Б--типа позволяет достигнуть того же гелиоцентрического расстояния за существенно более короткое время. Перигелий 30Rs впервые достигается всего через два года полета после запуска. Промежуточные гелиоцентрические расстояния на фазе понижения перигелия в этом сценарии также удобны для гелиофизических исследований. Фаза понижения перигелия в сценарии Б--типа завершается выводом космического аппарата на рабочую орбиту, аналогичную рабочей орбите в сценарии А--типа.

Приведенная баллистическая схема КА "ИнтерГелиос" использует орбиты в плоскости эклиптики или близкие к ней. Небольшой наклон орбиты КА к плоскости эклиптики может оказаться важным для исследования гелиосферного токового слоя и секторной структуры межпланетного магнитного поля. Более сильный наклон орбиты, представляющий интерес для миссии типа «Солнечный зонд», может быть осуществлен за счет ГМ у Венеры и при использовании двигателя малой тяги, который дает также возможность оптимизировать

траекторию КА с точки зрения программы научных исследований и выполнения необходимых маневров.

Ниже в Таблице 4 приведены оценки предельного расстояния в перигелии (в радиусах Солнца R=Rp/Rs), которого можно достичь с помощью ракет-носителей среднего класса, а также число необходимых гравитационных маневров у Венеры. Здесь рассмотрен многоступенчатый вариант запуска, который предусматривает запуск космического аппарата с околоземной орбиты по гиперболе с использованием дополнительного разгонного двигателя. Предполагаемая масса космического аппарата (без этого двигателя) бралась равной 100--500 кг.

Таблица 4. Ракета--носитель «Молния» и «Союз-2»

M (кг)	1 маневр	2 маневра	3 маневра
100	42	32	24
200	46	33,5	26
300	50,5	35	28
400	55	36	30
500	60	37	32

Более подробное описание миссии «ИнтерГелиос» приведено в публикациях[1-4].

Литература.

1.Marsch E., Axford W.I., Ip W.-H., Tomas N., Schwenn R., Oraevsky V.N., Kuznetsov V.D., Breus T.K., Ksanfomality L.V., Kogan A.Yu. InterHelios - Sun and Mercury Observer. Physics and Chemistry of the Earth, 1997, **22**, 469.

2. Axford W.I., Marsch E., Oraevsky V.N., Kuznetsov V.D., Breus T.K., Schween R., Ip W.-H, Ksanfomality L.V., Tomas N., Kogan A., Utkin V.F., Uspensky G.R. Space Mission for Exploration of the Sun, Mercury and Inner Heliosphere ("InterHelios"). Adv. Space Res., 1998, **21**, 275.

3. Marsch E., Kogan A., Axford W.I., Breus T., Kuznetsov V., Oraevsky V. Interhelios - Sun and Heliosphere Observer. Proc. Conf. "A Crossroads for European Solar and Heliospheric Physics. Recent Achivievements and Future Mission Possibilities". Puerto de la Cruz, Tenerife, Spain, 1998, SP-417, ESA, p.91.

4. Ораевский В.Н., Кузнецов В.Д., Бреус Т.К., Ксанфомалити Л.В., Коган А.Ю. Марш Э., Аксфорд В.И., Ип В., Томас Н., Швенн Р., Уткин В.Ф., Успенский Г.Р. Солнечная и меркурианская обсерватория - Интергелиос. Доклад научной группы. Научное обоснование и концепция миссии. Март 1998, 97 с.

INTERHELIOS MISSION FOR GEOPHYSICAL STUDIES

V.N.Oraevsky, V.D.Kuznetsov
IZMIRAN
142092 Troitsk, Moscow Region
Fax: (095) 334-01-24
V.I.Axford, E.Marsh
Max-Planck-Institute for Aeronomy
37191 Katlenburg, Lindau, Germany
Fax: (1049) 5556-979-240
T.K.Breus, L.V.Ksanfomality
IKI RAS
117810 Moscow, Profsoyuznaya Str., 84/32
Fax: (095) 310-7023
S.D.Kulikov, K.M.Pichkhadze, A.V.Zaitsev
S.A.Lavochkin Enterprise
141400 Khimki, Moscow Region
Leningrad Str., 22
Fax: (095) 573-35-95
G.R.Uspensky, A.V. Tselin
141070 Korolev, Moscow Region
Pionerskaya str., 4
Fax (095) 513-54-02

Abstract

The small spacecraft (SSC) of the InterHelios mission is designed to observe the inner heliosphere and the Sun at close distances. The perihelion of about 20 Rs will be reached through multiple gravity-assisted maneouvres at Venus, combined with low-thrust electric jet propulsion. This will enable a gradual lowering of the perihelion and SC corotation with the Sun over a long time interval, as well as periodic Mercury encounters. The possibilities for subsequent inclination of SSC axis to the plane of ecliptic, aimed at exploration of the polar regions of the Sun, are under consideration.

The payload of total mass no more than 60 kg will comprise solar instruments (white-light, X-ray, and UV telescopes, and coronograph) and a heliospheric complex (particle, solar wind and plasma analyzers, magnetometer, high-energy, neutron and dust detectors, and radio spectrometer).

SSC will be supplied with a thermal screen and specially designed solar batteries.

Introduction

Interhelios is the most interesting space mission for the investigation of the inner solar system (i.e. the Sun, the interplametary medium and the planet Mercury) under consideration at the present time. The mission is led by Russia, since it involves Russian technology, but other European institutes, that have had long experience with space solar physics and the solar wind and with planetary exploration, are naturally very interested in such a mission and expected to contribute where they can.

The aim of Interhelios is to go reasonably close to the Sun, to a point where the spacecraft is temporarily in a quasi co-rotational orbit (i.e. to 30 solar radii or less) and in doing so, to make repeated close encounters with the planet Mercury. The original Helios mission, which approached to about 63 solar radii of the Sun (but without Mercury encounters), led to the elucidation of many new features of the inner heliosphere and interplanetary medium and of the solar wind in particular. Several strange phemomena were observed near the perihelion passage, notably dropouts in the plasma density (perhaps connected with very extended coronal streamers) and occasional subsonic flow; these are expected to be much more common near 30Rs, given our recent experience with the coronagraph observations from SOHO. Furthermore, the high speed solar wind was observed by Helios on a regular basis - made possible by the tilt of the coronal streamer belt away from the eclipic plane.

Interhelios will allow us to investigate these extended coronal streamer regions in detail, as well as to investigate the acceleration of the slow solar wind which is also associated with the streamer belt. Furthermore there will be enough encounters with the high speed wind to allow us to investigate the problem of its acceleration. The periods of quasi-co-rotation, which last for several days around perihelion will permit flares, eruptions and other solar disturbance phenomena to be investigated at a particular longitude on the Sun, thus avoiding the confusion introduced by overlapping time and space variations which have plagued previous in-situ measurements.

There are other bonuses associated with near-Sun measurements, namely the possibility of making stereoscopic observations of the solar corona (in parallel with observations made from near the Earth) and of making very high resolution obervations of the photospheric magnetic field and EUV features in the transition region and chromospheric network and of the active corona in soft X-ray emission lines. All this can be done with small instruments requiring neither large mirrors, nor interferometry and/or sophisticated techniques to achieve the desired high resolution. For InterHelios, this is simply facilitated by its proximity to the Sun: with a perihelion distance of only a seventh of an AU, where an angular resolution equivalent to 1 arcsec at 1 AU corresponds to only 100~km on the Sun.

The possibility of making observations of the planet Mercury is very exciting. There is much to be learned concerning the regions of the surface which were not seen by Mariner 10, to look for water ice in deep polar craters (suggested by radar observations made from Arecibo) and to investigate with much better instrumentation the extraordinarily active magnetosphere of the planet.

A suitable payload involving three instrument packages can be devised to provide all of these measurements for about 60 kg, although some (worthwhile) effort will have to

be put into designing low-weight, integrated structures and experiments using common DPUs and electronics. This is in itself an interesting challenge from the point of view of developing new techologies for future cheaper missions. Even more interesting is the opportunity for InterHelios to make use of low-thrust technology where Russia has a lead, which thus would be maintained or further developed. At present it would appear that this technology is likely to be taken over by other agencies if no Russian mission is carried out to test and exploit it.

InterHelios offers some significant advantages over the planned Solar Probe Mission, which obviously is also important for the understanding of coronal heating and solar wind generation. However, the Solar Probe faces serious techological difficulties, as the plan is to go to within 4Rs of the Sun using a sophisticated heat shield and to make observations only from about 100Rs to past perihelion passage, which is difficult and expensive. Furthermore, there is a long flight to Jupiter with its difficult environment, before the interesting region near the Sun is finally reached. The spacecraft must there survive about 3000 solar constants, transmit its data through a difficult region and will be active in an unexplored region of space for only about 10 days.

In contrast to the Solar Probe, even if done well, Interhelios will provide interesting data almost immediately and for its whole lifetime in space. It satisfies a variety of important demands for long-term near-Sun observations of the interplanetary medium, high resolution solar observations, stereoscopic viewing of the corona (especially important for ``space weather'') and it can make very important observations at Mercury which are presently not under consideration by other Agencies.

Scientific Objectives

The solar corona and the near-Sun solar wind are the last regions of the solar system to remain unexplored by in-situ measurements. The planet Mercury has only been visited once by spacecraft and is the least-known of the inner planets. The InterHelios mission is specifically designed to close these gaps of knowledge by exploring the inner solar system, i.e. the Sun, Heliosphere and Mercury. The objectives are to understand the magnetic activity of the solar atmosphere and concurrent heating of the corona, and the generation and acceleration of the solar wind and solar energetic particles, and moreover to investigate the plasma, gas and dust environment near the Sun and Mercury, and to study the surface features of Mercury by close fly-by observations.

The solar wind engulfs the entire solar system and controls interplanetary space out to the heliopause at about 100 AU. Stellar winds and coronae and planetary systems are ubiquitous in the universe, but only in the solar system can detailed in-situ measurements of such phenomena be made. The InterHelios mission is designed for multiple close approaches to the Sun with perihelion trajectories near 30Rs in the ecliptic plane.

The slow solar wind, emanating from the low-latitude equatorial streamer belt around the Sun was clearly visible in the SOHO coronagraph images. It is very intermittent and transient by nature and therefore can only be resolved and understood properly by a direct probing close to its sources at a fixed heliographic longitude, such that temporal and spatial variations can unambiguously be disentangled. The observations to be

made by InterHelios will concentrate on the slow wind streams and on solar disturbances associated with magnetic solar activity, flares, loops and erupting prominences. The temporal evolution and spatial structure of such phenomena at the coronal base will for the first time be measured at very high spatial (<100 km) and temporal (<1 s) resolution from a spacecraft in the vicinity of the heliosynchronous orbit. InterHelios will also make regular observations of the fast solar wind, which will appear whenever elongated polar coronal holes extend down to the equatorial regions.

Scientific payload

In order to achieve the aims of the InterHelios mission through solar and near-Sun space plasma observations, it will be necessary to perform suitable in-situ measurements of the low- and high-speed solar wind, and to carry out remote-sensing measurements of the solar plasma existing at the coronal base, in the upper chromosphere and supergranular network, thus covering heliocentric distances ranging from a fraction of a Rs out to about 35 Rs and beyond.

The InterHelios payload should permit us to correlate in unprecedented detail the in-situ observations with the related magnetic activity occuring on and near the solar surface. The relatively long corrotation phase of the spacecraft with the Sun will allow us to do so and to observe continuously active regions and their dynamics and evolution in the atmosphere of the Sun, and to measure the interplanetary consequences. The InterHelios mission will accomplish its objectives with a combination of remote-sensing and in-situ instruments capable of characterizing the near-Sun radiation and plasma environment. The payload is streamlined by having following instrument packages:

- In-situ interplanetary measurements:
  Thermal and energetic particles distribution functions, magnetic field, magnetohydrodynamic and plasma waves, dust, neutrons and γ-rays, radio waves in the near-Sun heliosphere.

- Solar remote-sensing measurements:
  High-resolution imaging and spectroscopy of the solar atmosphere, and corona in particular, in selected wavelength bands ranging from optical and EUV to X-rays.

The Helios and Ulysses, and the CORONAS, Yohkoh and SOHO payloads together with the additional requirements for remote sensing of the Sun and in-situ measurements of particles and fields from a near-Sun synchronous orbit, may be used as a baseline for designing the payload of InterHelios. Of course, the payload finally envisioned must be state-of-the-art and comply with the important general requirements of a low-weight, compact and integrated design, must focus on the major science objectives, and include the possibility for data onboard compression/storage and require modest data transmission rate.

A list of scientific instruments for heliospheric and solar investigations is presented in Tables 1 and 2 (it is indicated mass M, volume V, power W and telemetry rate T).

Table 1. Heliospheric instrumentation

Name	Objectives	Specification	M kg	V cm	W watt	T kb/s
Solar wind analyzer	measurements of ions and electrons	ions: (0-30) kev/Q electrons: (0-10)kev	3	20^3	4	5
Plasma wave analyzer	plasma waves	μV/m - V/m nT - μT	3	20^3	3	10
Magnetometer	DC magnetic field	0.1 n T - μT	1	10^3	1	1
Particle detector	energetic particle	ions and electrons: 10 kev – 10 Mev	2	15^3	3	3
Dust detector	interplanetary	$10^{-16} - 10^{-6}$ g dust particle	1	10^3	1	0.5
Radiospectrometer	coronal radio wave	200 kHz – 50 MHz	1	10^3	1	0.5

Table 2. Solar Instrumentation.

Name	Objectives	Specifcation	M kg	V cm^3	W watt	T kb/s
White-light-Imager and Magnetograph	High-resolution solar disc imaging	Hα, contiuum *Fe* line, *Ca/Mg*	10	$10^2 \times 30$	10	10
EUV Imaging Spectrometer	Chromosphere Transition region	EUV emission lines	9	$10^2 \times 20$	5	5
X-ray Imager	Corona	*Fe* emission lines	9	$10^2 \times 20$	5	5
Coronograph and full-Sun Imager	Imaging of corona and full Sun in white light	mirror coronograph, internal occultation, solar images on CCD	20	$10^2 \times 40$	10	10
Neutron analyzer	solar neutrons and γ-rays	(0.5 – 100) Mev (0.1 – 10) Mev γ-rays	1	20^3	2	0.1

Spacecraft design concept

As a basis for the spacecraft «Interhelios» a fligh-by module which was designed by Lavochkin Assotiation for the perspecrive planetary reserches of the Moon and Mars was considered.

This module is completed by all systems which are necessary for the securing of the fly to the Solar System planets and its characteristics may are in a good accordance with «Interhelios» spacecraft requirements. A principal measurement requirements originating from scientific experiments may be satisfied by this module:

- securing of the reliable operation of scientific and auxiliary spacecraft systems under the conditions of enhanced thermal and radiation influence near the Sun;
- supporting of the continuous three-axis orientation to the Sun with using a bearing stars;
- securing of the scientific instruments accommodation in accordance with the requirements of orientation of its sight axes and fields of view;
- securing of the power of scientific instruments for monitoring regime and during periods of measurements;
- securing of the telemetry transmission to the Earth during the periods of link.

A common view of «Interhelios» spacecraft with accommodated scientific instruments is shown on Fig.1. A mass structure of the spacecraft is given in Table 3.

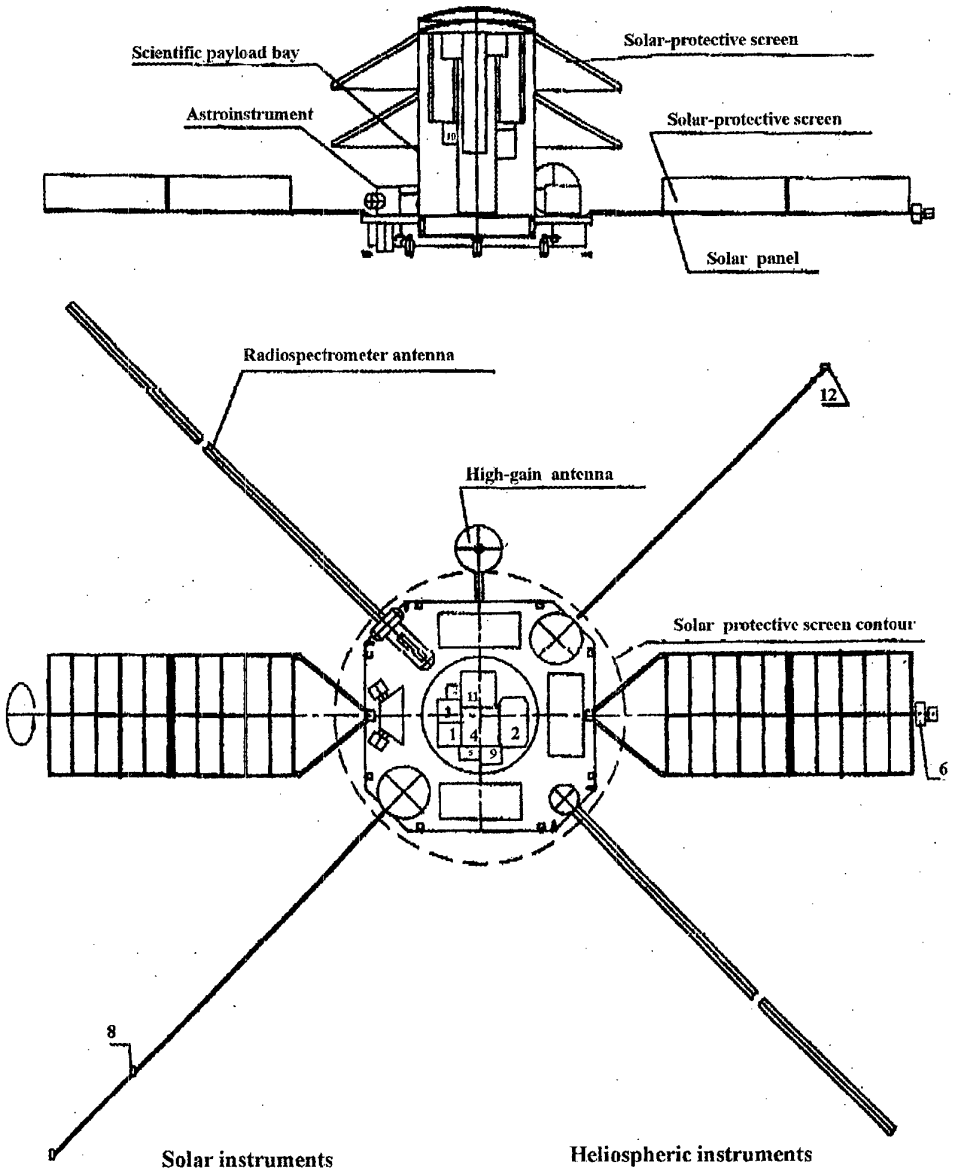
A ring-shape thermostable platform is a base of the spacecraft. Almost all spacecraft systems and the solar panels with solar photo converter are fixed on this platform.

A cylindrical construction in the central part of the module is sited. An upper part of this construction is destined for the fixing of the scientific instrument bay and a lower part is used for the fixing of the spacecraft to the adapter which connect a spacecraft to the booster. This construction allow to take a force load from scientific instruments bay in most rational manner do not loading a platform with auxiliary systems and no additional design is necessary.

The whole scientific complex is sited in the bay. It represents a cylindrical construction a lower base of which destined for the connection with module and an upper part for the fixing of the solar-protective screen.

The blocks and opening elements of the scientific instruments are accommodated as inside and outside of the container in accordance with requirements of its putting and orientation of its fields of view. In spite of all this a product of fuel combustion do not hit on the scientific instruments due to that a sight windows of scientific instruments and the nozzles have an opposite directions.

A relative arrangement of module systems give a coincidence in the positions of the main inertia and symmetry axes of the spacecraft.



Solar instruments

1. White-light imager-magnetograph
2. X-ray imager
3. XUV-imager
4. Coronograph
5. Neutron analyzer
6. Solar gamma-spectrometer

Heliospheric instruments

7. Plazma analyzer
8. Magnetometr
9. Energetic particle detector
10. Radiospectrometer
11. Dust detector
12. Magnetic sensor ULF/VLF

Fig.1.

Table 3. «InterHelios» spacecraft mass structure.

Spacecraft structure	**Mass, kg**
Fligh-by Module	320.0
Scientific payload	60
Scientific payload bay with thermal shield	25
Adapter	20.0
Reserve	38
Total	463.0

Power supply unit.

Power supply unit contains a photoelectric battery as a generator and a nickel-hydrogen accumulator battery. Photoelectric battery uses a silicon photo transformers with specific power about 150 W/m^2 which have a square 4 $м^2$. As a spacecraft will approaches to the Sun the influence of the thermal and radiation fluxes on the solar panels will increases. In order to control a thermal regime we consider a possibility of rotation of the solar panels that will allow to change an angle position of the panels with respect to the direction to the Sun and in such a way to decrease the solar radiation influence. A setting of the solar-protective screens are also foreseen.

Thermal shielding.

At 30 Rs, the heat flux from the Sun is typically 50 times what is measured at 1 AU. Then, instead of 1.367 kW/m^2, the thermal shield will have to withstand approximately 70 kW/ m^2. The temperature that will be reached depends upon the average angle between the primary heat shield and the direction of the Sun but should not exceed about 1000 K.

The screens manufactured from wolfram and covered by silicon oxide layer have a best properties to protect a spacecraft from thermal and radiation influence under the considered conditions. A carbon-carbon material also has a good properties for that. As was obtained from numerical calculations of the thermal regime of the two-level screen system a maximal temperature at the outer screen is 700 K and at the inner screen is 395 K. It is also assumed to use a special covering layers for the instruments and spacecraft case as well as a special thermoinsulating materials.

Telemetry and data storage.

During the perihelion part of the trajectory, natural signals emitted in the solar corona could produce a weak fading of the TM stream. During the most intense solar

radio events, the peak energy can reach a high flux level in the X band. Natural emission in the X band, however, can only be produced very close to the Sun. The 30 m diameter DSN antenna can provide required resolution. Then, even a weaker transmitter can be separated from a strong emission close to the surface of the Sun, and it is highly desirable to have real time data transmission during the perihelion. Yet, since there can be some contamination if solar radio bursts are very intense, and a higher data rate is necessary during the perihelion, when there is priority on fast high-resolution imaging, it is necessary to have an onboard memory capable of storing many Gbits, which corresponds to a fraction of the daily data collected near perihelion at a rate of about 20 kbit/s.

It is assumed to use in radio complex a receiver with frequency 7.2 GHz and transmitters with frequency 8.4 GHz.

Mission ballistic design

To place a spacecraft in an orbit aroud the Sun with a perihelion exceeding 20 Rs, requires multiple gravity-assisted manoeuvres near the planet Venus. The trajectories are divided into two successive parts: the perihelion lowering phase and the working orbit. There are two versions of the mission with different profiles of the perihelion lowering phase, however both result in similar working orbits (Fig.2). In both scenario Mercury encounters take place.

A. Fast mission.

The characteristic time of flight is about 3,7 years and the additional velocity, ΔV, for placing SC into the working orbit is about 5.7 km/s.

B. Very fast mission.

The characteristic time of flight and ΔV are ~2.5 years and ~6.8 km/s, respectively.

In version A, four gravity-assisted maneouvres near Venus are completed to lower the perihelion height. The spacecraft first reaches the corotation orbit after 3.5 years of the flight. It is the lowest possible perihelion at a given initial orbit. Therefore the fast mission (A) meets the maximum payload requirement within the scheme of gravity-assisted maneouvre near Venus at a perihelion of about 30 Rs. After 2.5 years of the flight, the perihelion lowering phase can be interrupted at 36 Rs and the spacecraft is placed into the working orbit for periodic encounters with Mercury.

Mission B reaches the same heliocentric distances for a much shorter time. The perihelion of 30 Rs is first reached as soon as 2 years after the launch. In this scenario, the intermediate heliocentric distances in the perihelion lowering phase are also convenient for geophysical studies. The perihelion lowering phase in mission B is completed by injecting the spacecraft into the working orbit, similar to scenario A.

The ballistic scheme of InterHelios, described above, is based on the orbits in or close to the ecliptic plane. The spacecraft orbit, slightly inclined towards the ecliptic plane, may prove important for the study of the heliospheric current sheet and the interplanetary magnetic field structure. A more strong inclination of the orbit which have interest for the «Solar Probe» type mission may be realized due to the using gravity assisted manoeuvres near Venus and by using a thruster which also give a possibility to optimize a spacecraft trajectory from point of view of scientific program and carry out of necessary manoeuvres.

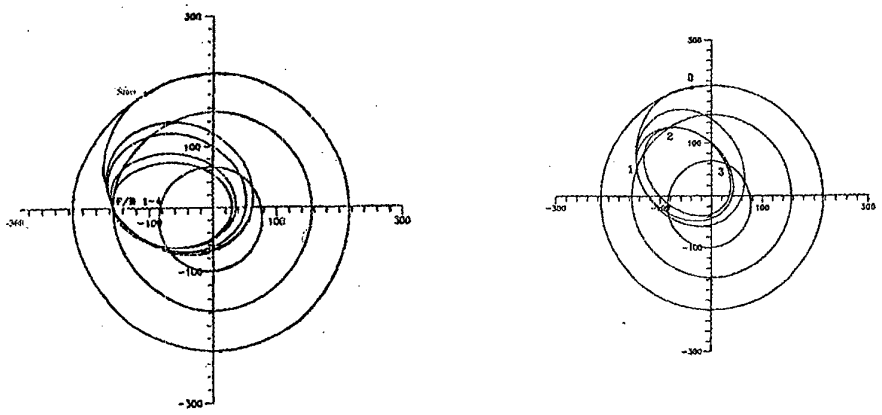


Fig. 2.

The subsequent Table 4 presents rough estimates of the limiting distances at perihelion (R=Rp/Rs) achieved by middle power launch vehicles, together with the number of gravitational manoeuvres needed at Venus. We have considered the multi-stage variant of launching in which it is foreseen to launch the spacecraft from the near-Earth orbit to a flying-away hyperbola, using an additional rocket engine. The spacecraft mass (without this engine) is assumed to be 100--500 kg.

Table 4. Launch vehicle «Molniya» and «Soyuz-2»

M (kg)	1 manoeuvre	2 manoeuvre	3 manoeuvre
100	42	32	24
200	46	33,5	26
300	50,5	35	28
400	55	36	30
500	60	37	32

A more detail information about «Interhelios» may be find in publications [1-4].

References.

1. Marsch E., Axford W.I., Ip W.-H., Tomas N., Schwenn R., Oraevsky V.N., Kuznetsov V.D., Breus T.K., Ksanfomality L.V., Kogan A.Yu. InterHelios - Sun and Mercury Observer. Physics and Chemistry of the Earth, 1997, **22**, 469.

2. Axford W.I., Marsch E., Oraevsky V.N., Kuznetsov V.D., Breus T.K., Schween R., Ip W.-H, Ksanfomality L.V., Tomas N., Kogan A., Utkin V.F., Uspensky G.R. Space Mission for Exploration of the Sun, Mercury and Inner Heliosphere ("InterHelios"). Adv. Space Res., 1998, **21**, 275.

3. Marsch E., Kogan A., Axford W.I., Breus T., Kuznetsov V., Oraevsky V. Interhelios - Sun and Heliosphere Observer. Proc. Conf. "A Crossroads for European Solar and Heliospheric Physics. Recent Achivievements and Future Mission Possibilities". Puerto de la Cruz, Tenerife, Spain, 1998, SP-417, ESA, p.91.

4. Oraevsky V.N., Kuznetsov V.D., Breus T.K., Ksanfomality L.V., Kogan A.Yu. Marsch E., Axford W.I., Ip W.-H., Tomas N., Schwenn R., Utkin V.F., Uspensky G.R., Kulikov S.D., Pitchkhadze K.M., Zaitsev A.V. InterHelios. Report of the InterHelios Mission Study Team. Scientific Rationale and Mission Concept. July 1998, 58 p.

Многофункциональный микроспутник для научных исследований: концепция построения, структурная схема, организация работ

Ю.Н.Агафонов, В.В.Храпченков, П.Триска, Я.Войта
ИКИ РАН
117810 Москва, ГСП-7, ул.Профсоюзная, 84/32
тел.: (095) 333-52-12

За почти 40 лет существования космических аппаратов в мире накоплен большой опыт в их конструировании, размещении на них, В ЧАСТНОСТИ, научных приборов, составлении научных программ полета в получении важнейших научных результатов. В частности, в Институте космических исследований Российской Академии Наук (ИКИ РАН) и Институте физики атмосферы Академии наук Чешской Республики (ИФА АН ЧР) создана и отработана в течение двух десятилетий на космических аппаратах серии МАГИОН методика создания, запуска и получения научных результатов с применением микроспутников (проекты МАГИК, АКТИВНЫЙ, ИНТЕРБОЛ). Эта методика позволяет конструировать на современной элементной базе малые спутники весом 40 ÷ 80-100 кг, которые дают возможность проведения полноценных комплексных исследований параметров иносферы и др. и, вместе с тем, могут создаваться в небольших научно-технических коллективах, обладая еще и таким достоинством, как невысокая стоимость. При этом возможна широкая кооперация ученых и инженеров разных стран; так, например, в малый спутник МАГИОН-4 вложен труд коллективов из 12-ти стран.

Достоинством такой кооперации, помимо постоянного обмена международным опытом, является также возможность географического расширения зон приема научной информации; характеристики применяемых на таких аппаратах командно-телеметрической радиолинии позволяют создавать недорогие станции приема и управления.

Возможности орбитального коронографического телескопа: проект «Фомальгаут»

А.М.Черепащук, И.С.Ким, О.И.Бугаенко, И.А.Герасимов,
А.И.Захаров, В.Г.Корнилов, Е.К.Шеффер
Государственный астрон. ин-т им. П.К.Штернберга
Московский государственный ун-т им. М.В.Ломоносова
Университетский пр-т 13, Москва 119899, Россия

Прямая регистрация «слабых» объектов вблизи ярких затруднительна из-за значительного фона, обусловленного дифракцией света на микрошероховатостях первичной оптики, оправе входного зрачка и спайдерс телескопа. Этот фон, как правило, на 2 - 4 порядка превосходит фон неба и температурный фон приемников. Недавние успехи технологии изготовления супергладких поверхностей на подложках из композиционных материалов стимулировали разработку телескопа нового поколения, коронографического телескопа, для регистрации астрономических объектов в широком динамическом диапазоне. Применение супергладкой первичной оптики (RMS = 5A) и коронографических адапторов снизит инструментальный фон на 2-3 порядка по сравнению с фоном лучших экземпляров ныне действующих орбитальных телескопов. Предлагаемый проект "Фомальгаут" позволит начать решение принципиально новой задачи, до настоящего времени не ставившейся в звездных астрономических космических исследованиях: обзор и мониторинг астрономических объектов с предельно высоким контрастом. Цель проекта "Фомальгаут" - получение сверхвысококонтрастных изображений с помощью коронографического телескопа, обеспечивающего уверенное детектирование "слабых" объектов, локализованных на расстоянии 0".1 - 1".5 от ярких, блеск которых на 13 - 20 звездных величин больше: околозвездные планетные системы, коричневые карлики, планетные атмосферы, спутники астероидов, космический "мусор" и т.д. Основные характеристики коронографического телескопа. D = 1000 мм, Fc = 1/15, поле зрения - 90" × 90", угловое разрешение - 0."07 - 0".15 для поля 20" × 20", ожидаемый уровень рассеянного света на расстоянии 1".5 от центра дифракционной картины точечного источника - 10^{-5}. По оценкам, для обеспечения отношения "сигнал/шум", равного 6, при регистрации слабого объекта в окрестностях звезды нулевой величины время интегрирования составит 20 мин при разности звездных величин, равной 20.

А.Черепащук

Capabilities of Space-borne Coronagraphic Telescopes: "Fomalhaut" project

A.M. Cherepashchuk, I.S. Kim, O.I. Bougaenko, I.A. Gerassimov,
A.I. Zakharov, V.G. Kornilov, E.K. Sheffer
Sternberg State Astronomical Institute
Moscow State University
Universitetsky pr. 13, Moscow 119899, Russia

Direct detection of faint objects in the vicinity of bright ones is difficult because of significant caused by diffraction on entrance aperture edges, spider as well as micro-roughness of primary optics of a conventional telescope. As a rule, this background exceeds the background caused by other reasons (sky, detectors, etc.) at least 2 - 4 orders of magnitude. Recent advances in manufacturing the super-smooth optics based on employment of composite materials revived the idea of a new generation telescope (coronagraphic telescope) for high dynamic range recording the astronomical objects. Super-smooth primary optics (RMS = 5A) combined with the classical coronagraphic method results in reduction of instrumental background in 2-3 orders of magnitude as compared with the same of the best up to date operating orbital telescopes. new step of space researches could be started by "Fomalhaut" mission: high dynamic range monitoring of astronomical objects. This would allow direct detection of faint objects spaced 0".5-1".5 from the bright ones when magnitude difference equals to 13-24: circumstellar planetary systems, brown dwarfs in binary systems, atmosphere planets, asteroid satellites, space debris, etc. Main parameters of a proposed coronagraphic telescope. D = 1000 mm, Fe = 1/15, field of view - 90"×90", angular resolution - 0".07-0".15 within field of view of 20"×20", expected level of scattered light - 10^{-5} at 1".5 from the center of diffraction pattern. Estimated integration time is 20 min to record with "signal-to noise-ratio" of 6 a faint object spaced 1".5 from the bright one (m = 0) when magnitude difference equals to 20.

Работа на орбите многофункциональных микроспутников для научных исследований МАГИОН-4 и МАГИОН-5 в проекте ИНТЕРБОЛ

Ю.Н.Агафонов, В.В.Храпченков, П.Триска, Я.Войта
ИКИ РАН
117810 Москва, ГСП-7, ул.Профсоюзная, 84/32
тел.: (095) 333-52-12

Основной целью международного космического проекта ИНТЕРБОЛ является исследование солнечно-земных связей в части изучения физических механизмов порожденных этими связями природных явлений и процессов, отличающихся высокой динамичностью и многообразием. Особенностью этого проекта является осуществление одновременных измерений на различных высотах двумя парами близкорасположенных спутников: основные спутники типа ПРОГНОЗ ИНТЕРБОЛ-1 ("Хвостовой зонд") и ИНТЕРБОЛ-2 ("Авроральный зонд") и микроспутники МАГИОН-4 и МАГИОН-5, созданные в Чешской Республике в сотрудничестве с рядом других стран. Хвостовой Зонд и МАГИОН-4 были запущены 3 августа 1995г. в хвост магнитосферы на сильно вытянутую орбиту с апогеем 200000 км, а Авроральный Зонд и МАГИОН-5 - на орбиту с апогеем 20000 км; при этом они пересекают авроральную зону на высотах 5 - 15 тыс.км, т.е. в области ускорения частиц.

Проект ИНТЕРБОЛ является первым Российским международным научным проектом, в котором проводятся синхронные измерения в четырех точках и в котором впервые реализована идея микроспутника для аппаратов типа ПРОГНОЗ, имеющих высоко-элиптическую орбиту и управляемых со своей отдельной наземной станции (станция в Панска Вес, Чехия).

В докладе сделан обзор работы микроспутников МАГИОН-4 и МАГИОН-5, представлены данные по работе отдельных служебных систем, данные по деградации покрытий и другие сведения об этих микроспутниках.

Ю.Агафонов

Глобальная магнитная съемка (проект УНИМАГ)

В.Н.Ораевский, В.П.Головков, В.А.Стяжкин

Институт земного магнетизма,
ионосферы и распространения радиоволн РАН
142092, г.Троицк, Московской обл.
Tel: 095-3340121, Fax: 095-334-124

История спутниковых измерений геомагнитного поля являет пример успешного использования малых спутников для решения важнейшей фундаментальной и прикладной задачи геофизики. Предлагается кардинальное решение задачи магнитной съемки системой из пяти малых низкоапогейных путников, орбиты которых выбраны таким образом, чтобы получить конкретное решение задачи разделения полей разных источников. Это главное магнитное поле Земли, поле намагниченных масс горных пород земной коры, поле магнитосферных и ионосферных токовых систем и, наконец, индуцированное последним поле токов в земной коре и верхней мантии. Решение этой задачи позволит использовать результаты съемки для решения важной проблемы физики - генерации магнитных полей в природе, геофизики - строение и процессы глубоких недр нашей планеты и геологии - строение и эволюция земной литосферы. Вместе с тем результаты съемки позволят существенно улучшить точность магнитных карт как для нужд геологоразведки, так и для магнитной навигации и ориентации у земной поверхности и в ближнем космосе. Все пять спутников должны быть электромагнитно чистыми и идентичными по приборному составу. Их масса не будет превышать 100-150 кг и в одном из вариантов они могут быть выведены на орбиты одной ракетой.

Magnetic fields from gradient aerostatic measurements and from MAGSAT satellite data

Rotanova N.M., Tsvetkov Yu.P.

Institute of Terrestrial Magnetism, Ionosphere and Radio Wave Propagation, Russian Academy of Sciences (IZMIRAN). 142092, Troitsk, Moscow Region, Russia. Tel. (095)3340295. Fax. (095)3340124.

The Earth's magnetic field is one of the important phenomenon, which is used very actively to study the deep lithospheric structures and their tectonic evolution. It is difficult to penetrate directly in the Earth's entrails therefore the great importance have the results connected with the unique experiments. So far the best experimental information for the study of magnetic fields from the space are the MAGSAT satellite data, obtained in 1980, where the scalar and vector geomagnetic fields were measured first. Satellite data were used by us to solve the problems in two geophysical directions: magnetovariational sounding of the Earth and magnetic anomaly fields. First using MAGSAT satellite data have been carried out global sounding, planetary geoelectrical section have been constructed, it was found a conducting layer of about 200 km thickness at the depth of the transition zone. Results of this research direction are shown at Fig. 1 a,b. It is shown that satellite data can be used for the regional sounding.

The magnetic crust fields has been identified for the series of the Earth's regions. In particular, for the European-Asian region scalar and vector maps of the anomaly field are constructed. The space structure of the such fields for the european region is represented at Fig. 2. Series of intensive magnetic anomalies is extracted confirming magnetic heterogeneity of this region.

It is created the analytical model of such fields based on the spherical cap harmonic expansion. Three classes of the magnetic anomalies having different space and amplitude parameters has been singled out on the base of the spectral analysis of the satellite passes. It is revealed the difference in spectrum for the satellite passes crossing continets and oceans. Many problems, based on the satellite measurements are not solved so far or they demand supplement studies.

Therefore the data realized on a set of small satellites allow more correctly to solve the following problems:

- separation of the anomaly crust fields and study of lithospheric processes connected with them;
- study of inductive effects, allowing to estimate geoelectrical properties of the Earth;
- investigation of the magnetospheric-ionospheric current systems.

Stratospheric balloon magnetic gradinent syrveys are no less important experiment. Such surveys are a new appoach of geomagnetic measurements, which supplements satellite and aeromagnetic surveys and allows to consider the magnetic anomaly field (MAF) on the whole in all near-surface and near-earth space. The IZMIRAN's specialists are shown for the first time in the world practice experimentally that measurements of the magnetic field by there magnetometers spreaded uniformly along the vertical line within four kilometers can be carried out. Block-sheme of such experiments at 20-40 km altitudes is shown at Fig. 3. Magnetic measurements have been performed along transcontinental routes over the Russian territory at the 30 km altitude. Example of the geomagnetic field for the high anomalous Vitim region is given at Fig. 4.

The use of three magnetometers allowed reliably to separate the MAF from measured field, to obtain characteristics of the field decrement in the stratospheric layer and to estimate by high accuracy ($\sim$ 1 km) the location of positive and negative zones of first and second vertical derivatives of the MAF. Physical-geological interpretation of stratospheric balloon gradient surveys proved on significance of the use ones for the study of magnetic anomalies and investigation of the Earth's crust structure. It is shown, by comparison of ballon, aero- and satellite magnetic surveys, that ballon gradient magnetic data allow more reliably and beim-full to interpret the characteristics of regional magnetic anomaly sources that the use of data of other survey kinds. The satellite data have a preference for the study of global tectonic structute of the Earth's lithosphere. Thus, stratospheric balloon magnetic gradient surveys are presented important and necessary for the study of the Earth's crust structure. They successfully compete with aero- and satellite surveys and rationally supplement ones.

Figure caption

Fig. 1a. Global sounding data from ground magnetic observatory data (blac circles) and from satellite measurements (light circles).

Fig. 1b. Electrical conductivity distribution found by parametric models.

Fig. 2. Anomaly magnetic field over the Europe and adjacent regions using MAGSAT scalar measurements.

Fig. 3. Scheme of the balloon's suspension system with magnetometric complex (MC): a – prior to the magnetometric equipment process; b,c – separation of the balloon suspension system from the descending part of the MC at the final stage of flight.

1 – Suspended girder to the stratospheric balloon.

2 - Magnetic sensor N1 for the magnetometer N1.

3 - Container for the magnetometer N1.

4 – Pyrotechnic bolt ensures a begining of descent of magnetometer N1.

5, 10 – Brake – parachutes.

6, 11 – Halyard – catchings.

7 – Magnetic sensor N2 for the magnetometer N2.

8 – Container for the magnetometer N2.

9 – Pyrotechnic bolt ensures a beginning of descent of magnetometer N2.

12 - Magnetic sensor N3 for the magnetometer N3.

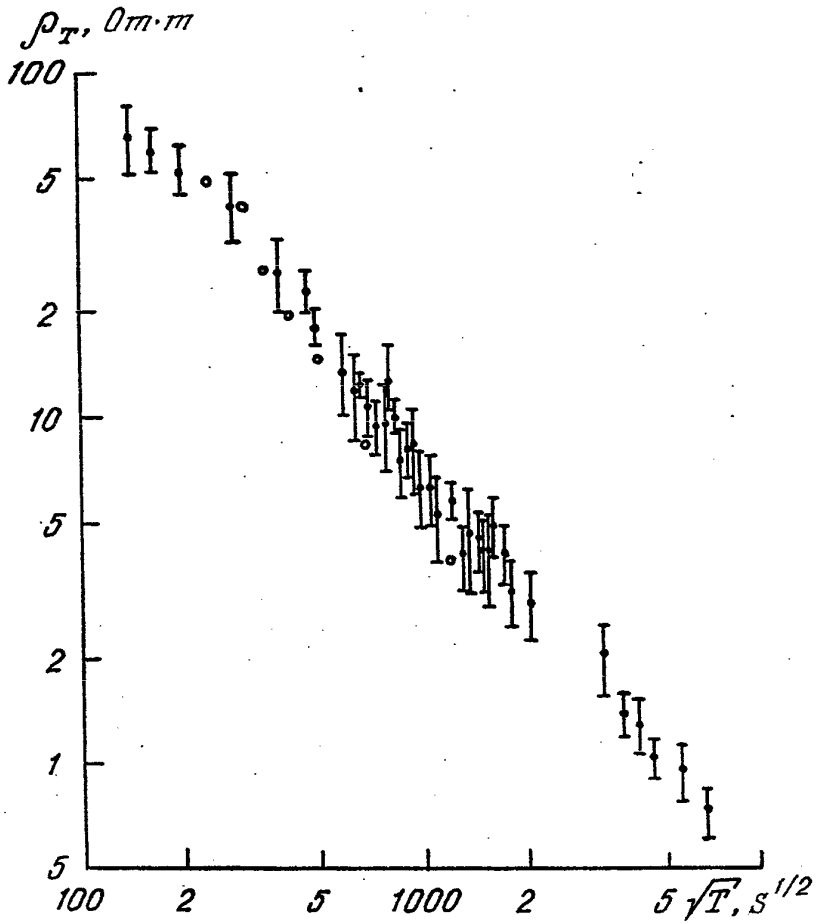
13 - Container for the magnetometer N3.

14 - Pyrotechnic bolt ensures the separation of system for the landing.

15 - Rescue – parachute.

16, 17 – Packages of flexible electric cable – rope for the magnetic sensors of magnetometers N1 and N2.

Fig. 4. Values (ΔT) of the middle and upper magnetometers (altitudes 27,9 and 30 km accordingly) using momentary measurements of the geomagnetic field (curve 1), their smoothing values (curve 2), normal geomagnetic field (curve 3), calculated from IGRF model, measured field values (T) (curve 4) and values of the normal magnetic field from IGRF model with the bars (curve 5).


ρ_T, Om·m
100
5
2
10
5
2
1
5
100
2
5
1000
2
5 $\sqrt{T}$, $S^{1/2}$

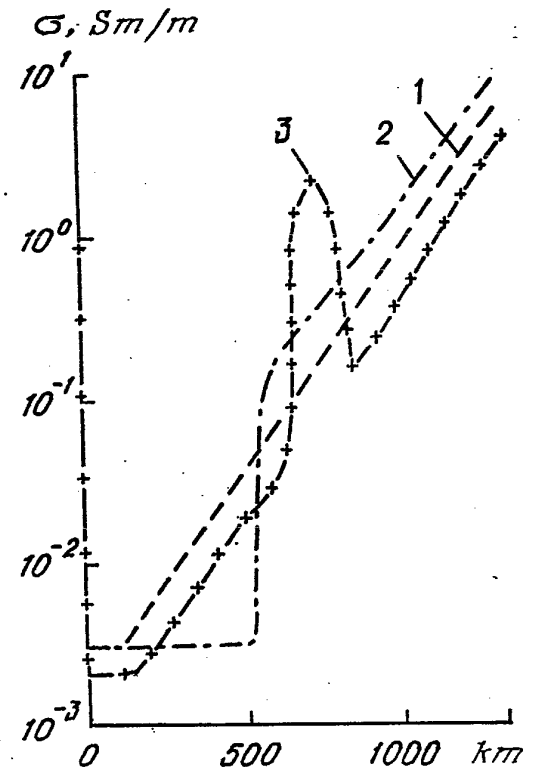

σ, Sm/m
10^1
10^0
10^{-1}
10^{-2}
10^{-3}
1
2
3
0
500
1000
km

Fig.1

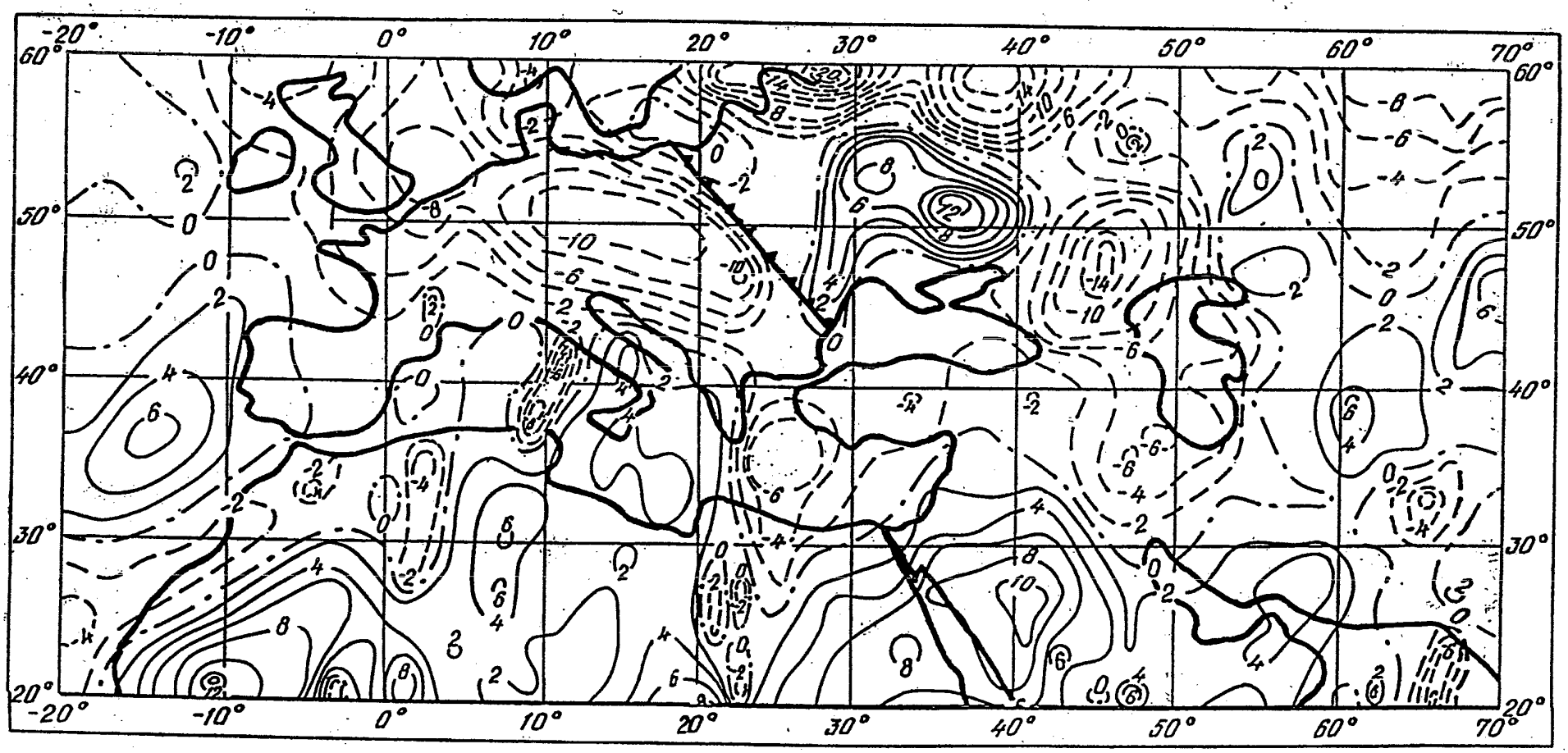


Fig. 2

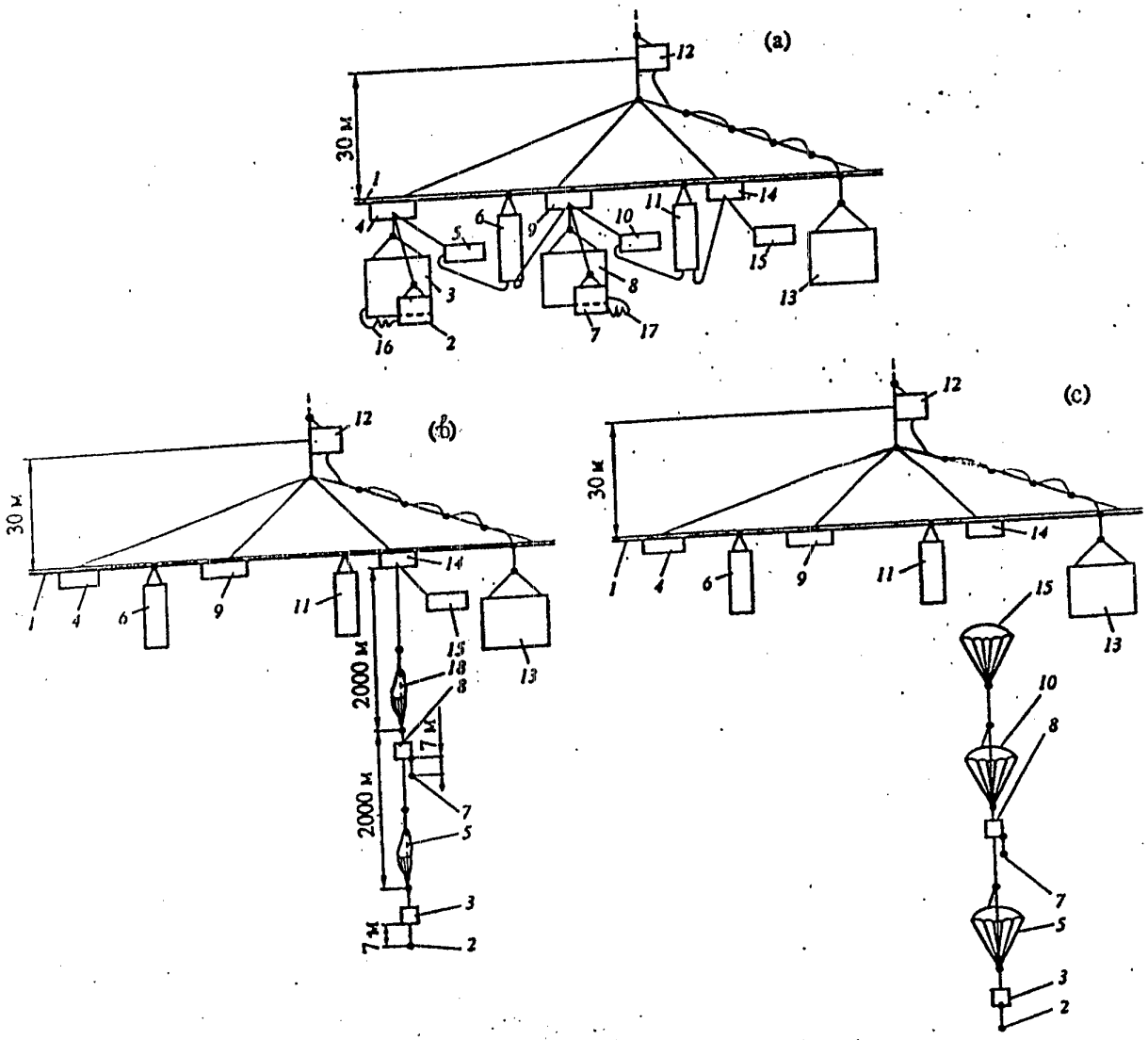

(a)
30 м
12
1
4
5
6
9
10
11
14
15
3
8
16
2
7
17
13
(b)
30 м
12
1
4
6
9
11
14
15
13
2000 м
18
8
7 м
2000 м
7
5
3
7 м
2
(c)
30 м
12
1
4
6
9
11
14
15
13
10
8
7
5
3
2

Fig. 3

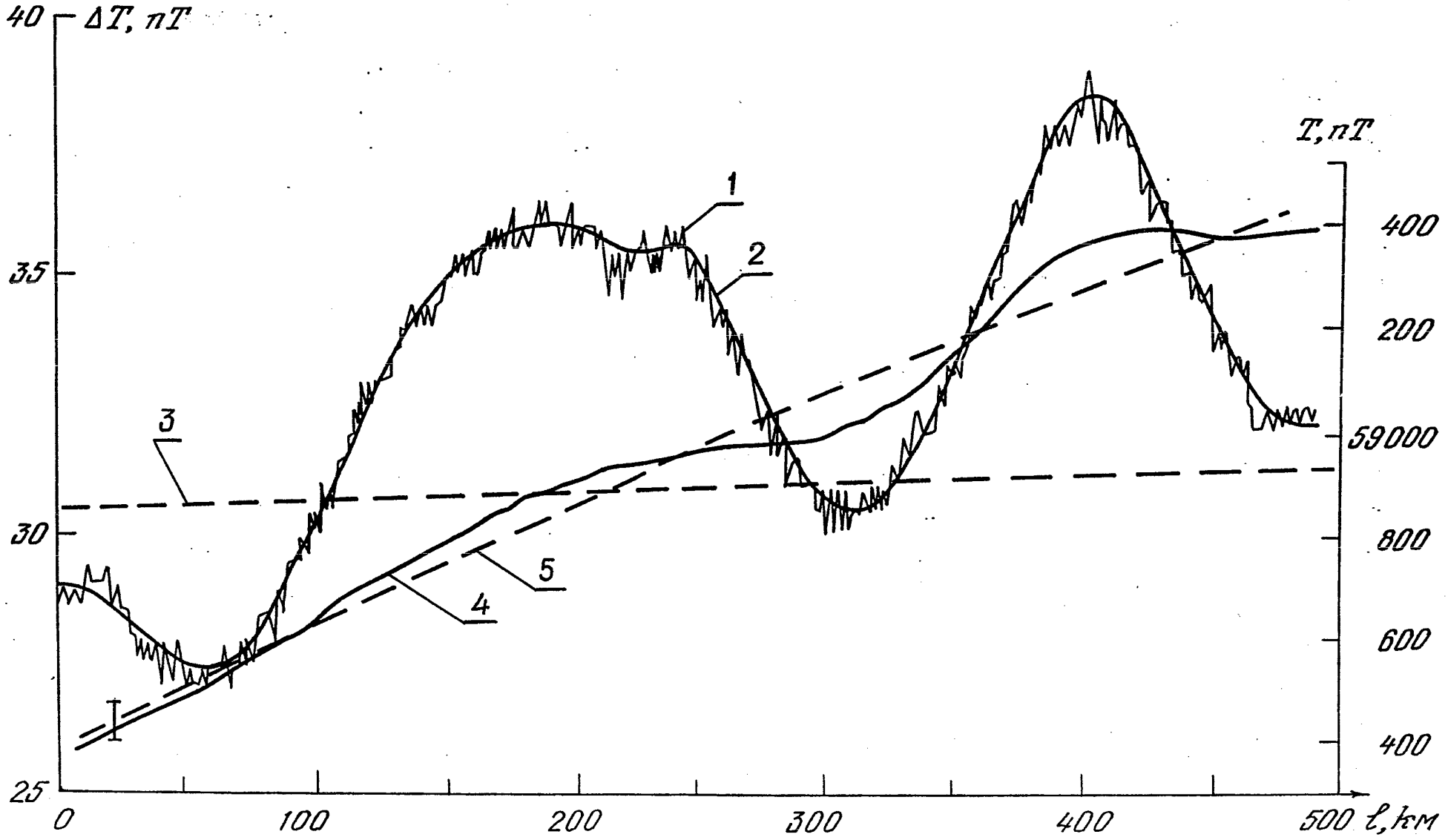

40
ΔT, nT
35
30
25
T, nT
400
200
59000
800
600
400
1
2
3
4
5
0
100
200
300
400
500
ℓ, km

Fig. 4

(1 из 5

Система микроспутников для геофизических исследований "Эстафета"

В.Н.Ораевский, В.А.Алексеев, В.П.Головков,
В.Ю.Клепиков, А.И.Степанов
Институт земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн Российской академии наук (ИЗМИРАН)
142092, Московская обл., г.Троицк, ИЗМИРАН
Тел.: 334-09-28, факс: 334-01-24

Для изучения и глобального мониторинга Земли и околоземного пространства ИЗМИРАН создает многоцелевую систему спутников с наземной инфраструктурой. Оптимальная система состоит из 32 микроспутников весом 50-100 кГ на круговых орбитах с наклонением 90° в 4-х развернутых на 45° по отношению одна к другой плоскостях. Система может эффективно работать уже при 4-х спутниках на орбите.

Согласно Федеральной космической программе первые КА будут выведены в IY кв. 1999г. групповым методом или попутными запусками.

Создаваемая система "Эстафета" включает, кроме орбитальной группировки, сеть наземных станций с пропускной способностью от 100 кбит/с (при 4-х КА) до 1 мбит/с (при 32 КА).

В.Ораевский

The "Relay Race" Microsatellite System for Geophysical Researches

V.N.Oraevsky, V.A.Alexeev, V.P.Golovkov, V.Yu.Klepikov, A.I.Stepanov
Institute of Terresstrial Magnetism, Ionosphere and Radio Wave Propagation
of the Russian Academy of Sciences (IZMIRAN)
142092, Troitsk, Moscow region, IZMIRAN
Phone: 334-09-28, fax: 334-01-24

For decision of problems of research and global monitoring of the Earth and near-earth space environment IZMIRAN carries out the work on creation mulyitarget satellite system with a ground infrastructure. The optimum orbital constellation consists of 32 microsatellites of weight of 50-100 kgs with inclination of circular orbits about 90 degrees in four planes, turned on 45 degrees each to other. The system together with a ground infrastructure is created step by step during 3 years with total expenses about 40 millions of US dollars. The effective work of system is possible already at 4 satellites in an orbital constellation. The launch of the satellites on an orbit will be carried out by a group method by conversion missiles ("Start", "Rokot", "Shtill") or by passing launches. According to the Federal Space Program the first satellites of the system is planned to start in IV quarter of 1999.

On base of microsatellite system the global computer communication system "Relay Race" is created including besides an orbital constellation of the microsatellites the network of retranslation ground stations allowing to provide the continuous communication data rate of the information from 100kbit/s (at 4 satellites) up to 1 Mbit/s (at 32 satellites).

КНЧ- и ОНЧ- электромагнитный фон во внешней ионосфере над сейсмоактивными районами и его применение для мониторинга землетрясений с использованием малых спутников

Ю.М.Михайлов, Г.А.Михайлова, О.В.Капустина
ИЗМИРАН
142092 г.Троицк Московской обл.

Детально исследованы амплитудные спектры свистящих атмосфериков, наблюдаемых на ИСЗ «Интеркосмос-24» при пролете над сейсмоактивными зонами (L = 1,5 ÷ 1,9) в различных геофизических условиях. По интенсивности сигналов и характеру их спектров показано на большом объеме данных, что в период подготовки землетрясений при $K_p < 3$ проводимость D-области возрастает, а при геомагнитных возмущениях уменьшается. Предполагается, что сейсмический эффект связан с увеличением проводимости приземной атмосферы в результате радиоактивного излучения (радона) в период трещинообразования, а геомагнитный - с высыпанием высокоэнергичных частиц из внутреннего радиационного пояса.

Для обнаружения НЧ-волновых эффектов сейсмической природы предполагается использовать малые спутники, которые могут запускаться на орбиту путем отделения от больших спутников, а также при старте ракет с морских платформ. Малые спутники могут иметь преимущества с точки зрения их электромагнитной чистоты, однако немаловажной задачей является обеспечение надлежащих летных характеристик этих спутников, таких, как время жизни и надежность управления, а также возможность достаточно точного определения орбитальных параметров и ориентации

Введение

Для исследования КНЧ- и ОНЧ-электромагнитного фона во внешней ионосфере использованы данные наблюдений свистящих атмосфериков (СА), полученные на ИСЗ «Интеркосмос-24» при пролете его над сейсмоактивными районами, Известно, что в сигналах СА максимум энергии приходится на частоты $f < 3$ кГц (КНЧ) и $f \sim 5$-8 кГц

(ОНЧ) [1]. Характеристики распространения электромагнитных волн этих диапазонов в волноводе Земля-ионосфера и прохождение их во внешнюю ионосферу определяются, главным образом, физическими свойствами нижней ионосферы (D-областью днем и E-областью ночью) [2]. В этой связи широкополосные спутниковые записи свистящих атмосфериков следует рассматривать как косвенное средство изучения изменений свойств нижней ионосферы в различных геофизических условиях, включая сейсмическую активность. В работе [3] впервые использованы широкополосные записи КНЧ- и ОНЧ-излучений во время Иранского землетрясения в июне 1990 г. с ИСЗ «Интеркосмос-24». Спутник пролетал над этой сейсмоактивной областью через 4 ч после главного толчка с магнитудой Mp = 6,7 и опережал серию повторных толчков на 2 ч с Mp = 5,0, на 3,5 ч с Mp = 6,1 и на 6 ч с Mp =5,4, поэтому аномальные эффекты в спектрах излучений проявились наиболее ярко*.

Настоящая работа является продолжением исследований изменений D-области ионосферы в подготовительную фазу землетрясений по спектрам СА, наблюдаемых в широкополосных записях на ИСЗ «Интеркосмос-24», но по большему объему экспериментальных данных. Для сравнения рассмотрены амплитудные спектры СА в магнитоактивные и спокойные периоды в отсутствие сейсмической активности.

Исходные данные и методика их обработки

Для изучения отклика нижней ионосферы на землетрясения использованы широкополосные записи электрической компоненты электромагнитного поля, полученные на приемном пункте ИЗМИРАН $\varphi \cong 55{,}5°N$ $\lambda \cong 37{,}3°E$ с ИСЗ «Интеркосмос-24». Для этого приемного пункта зона радиовидимости простиралась по широте от 25 до 80°N, а по долготе - от 340°W до 80°E, включая в себя две наиболее сейсмоактивные области: Средиземное море и Кавказ с Ираном. Согласно данным каталога [7], предельные координаты эпицентров землетрясений, имевших место в 1990-1992 г.г., были следующие: $\varphi_{max} = 45°N$; $\varphi_{min} = 34°N$; $\lambda = 10\text{-}31°E$, $L = 1{,}35\text{-}1{,}85$ для первой области и $\varphi_{max} = 43°N$; $\varphi_{min} = 27{,}5°N$; $\lambda = 43{,}5\text{-}58°E$, $L = 1{,}3\text{-}1{,}85$ - для второй. Поэтому для обра-

* По данным наземных наблюдений [4-6] в период подготовки землетрясений за несколько часов до суток имели место аномально высокие частоты следования и интенсивности атмосфериков.

ботки отбирались записи, полученные на орбитах, проекция которых по широте простиралась в пределах 25-45°N, т.е. в интервале L-оболочек 1,3-1,9.

Для выполнения детальной цифровой обработки аналоговые сигналы с магнитофонной ленты вводились в компьютер. Спектрально-временной анализ введенных записей выполнялся методом скользящего временного «окна» длительностью ~ 25 мс в диапазоне частот 0- ~14 кГц, в результате которого определялась цифровая спектрограмма, т.е. зависимость $f(t)$. Одновременно оценивалась спектральная плотность максимума $S^2_{max}(f_{max},t)$. Далее по кривой $f(t)$ вблизи f_{max} по двум точкам по обе стороны оценивалась дисперсия D в предположении применимости закона Эккерслея, $D= t/\sqrt{f}$.

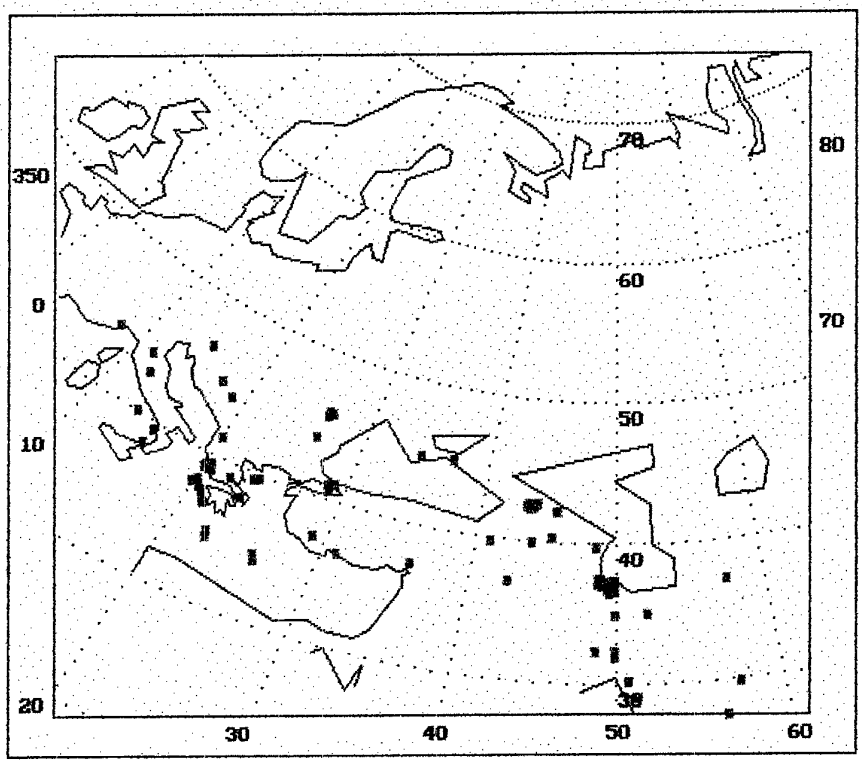


Рис.1. Подписи к рис. к ст. Ю.М.Михайлова и др. «КНЧ- и ОНЧ-электромагнитный фон во внешней ионосфере над сейсмоактивными районами Европы (ИСЗ «Интеркосмос-24»)»

Следующий этап обработки - это получение статистического распределения частот максимумов и относительной максимальной спектральной плотности в спектрах СА для каждого пролета спутника.

Поскольку в рассматриваемый период 1990-1992 г.г. наиболее мощное сейсмическое явление как по интенсивности, так и по продолжительности произошло в Иране с 20 по 28 июня 1990 г., то основное внимание в анализе данных уделено именно этому периоду. Согласно данным [7], в этот период имело место 16 повторных толчков с Mp от 4,8 до 6,1 и около 60 с Mp < 4,8. Распределение очагов землетрясений в период 1990-1992 г.г. в зоне радиовидимости ИСЗ «Интеркосмос-24» в приемном пункте приведено на рис.1.

Основные результаты

Для исследования поведения D-слоя ионосферы в периоды подготовки землетрясений и высокой магнитной активности было отобрано 53 витка при пролете спутника в широкой полосе долгот от 350°W до 65°E, но преимущественно в период времени, включающий события Иранского землетрясения 1990 г. Из них оказалось 10 витков при Kp < 3, но в отсутствие землетрясений. Поскольку коэффициенты затухания ОНЧ-волн для необыкновенной поляризации при прохождении во внешнюю ионосферу из волновода Земля-ионосфера максимальны на высотах h ~ 60-90 км и уменьшаются по величине на три порядка на h ~ 1000 км [2], в обработку были включены все СА, наблюдаемые на h ~ 700-2400 км.

Спокойный фон, Kp < 3, нет землетрясений. Наиболее интересные для анализа - это частично-диспергированные СА, наблюдаемые в утреннее и дневное местное время, когда в суточном ходе грозовой активности и уровня атмосферных помех около земной поверхности наблюдается минимум, более глубокий в утреннее время. Эти закономерности проявились на спутнике, когда при Kp < 3 в сейсмоспокойных условиях на высотах до 2400 км частично-диспергированные СА независимо от долготы либо не наблюдались совсем, либо очень редко (до 4 мин$^{-1}$) и слабой интенсивности, причем в их спектрах присутствуют только КНЧ-компоненты в полосе частот от 200 Гц до 2 кГц. В утреннее время на всех орбитах наблюдались КНЧ-шипения в полосе частот 400-500 Гц. Над Средиземным морем в период максимальной сезонной грозовой ак-

тивности (май м-ц) дополнительно наблюдался и второй максимум в спектре частично-диспергированных СА, но более слабой интенсивноси по сравнению с КНЧ. В период перед заходом Солнца возрастает частота следования и интенсивность СА по сравнению с утренним и дневным временем.

Геомагнитные эффекты в D-области. Для оценки геомагнитных эффектов в D-области ионосферы на столь низких L-оболочках ($1{,}4 < L < 2$) были рассмотрены два периода высокой геомагнитной активности: 19-21 мая 1990 г. и 22-23 августа 1990 г. при Кр ~ 5-6. Анализ данных в эти периоды показал следующее: во-первых, наблюдались исключительно частично-диспергированные СА, в амплитудных спектрах которых присутствовали только КНЧ-компоненты с верхней частотой отсечки ~ 0,7-1,5 кГц, т.е. ниже, чем в сигналах в спокойных условиях. Следы этих сигналов на *f(t)*-спектрограммах были сильно диффузными. С уменьшением Кр-индекса частота следования СА (~6-8 мин$^{-1}$)практически не изменялась, но расширялся КНЧ-спектр в область более высоких частот (до 2 кГц). На всех витках при Кр > 3 наблюдались КНЧ-шипения в полосе 300-400 Гц.

Сейсмоэффекты в D-области. Были проанализированы спектры СА на 7 пролетах спутника в период с 21.06. по 29.06.1990 г. 1 пролет над Средиземным морем 18.01.1990 г., 1 пролет над Румынией 29.05.1990 г. в подготовительную фазу землетрясений. Анализ амплитудных спектров СА показал следующее: во-первых, расширение КНЧ-спектров в область более высоких по сравнению со спокойным фоном, частот (до 3 кГц); во-вторых, появление спектральных компонент в ОНЧ-диапазоне; в-третьих, наблюдение единичных частично-дисперги-рованных СА аномально высокой интенсивности $\{(S_{max}/S_0)^2 \sim 8\}$ с широким спектром ΔF = 100 -10000 Гц без минимума на частотах 2-3 кГц, характерного для спектров атмосфериков, наблюдаемых в волноводе Земля-ионосфера; в вечернее время эти СА сопровождались эхо-сигналами, отраженными в южном полушарии, что указывает на образование магнитосферных каналов над сейсмоактивными зонами в подготовительную фазу землетрясений.

В качестве иллюстрации на рис.2,а приведены кривые распределения частот максимумов в спектрах частично-диспергированных СА с дисперсией $D < 20$, нормированные к суммарному количеству максимумов для трех различных геофизических условий: спокойный фон - $\Sigma = 69$; геомагнитная активность - $\Sigma = 54$ и сейсмическая активность - $\Sigma = 300$. На рис.2,б показано распределение относительной интенсивности максимумов для тех же геофизических условий. И в выборочных пролетах, и в гистограммах распределения четко прослеживается общая закономерность: уменьшение верхней частоты КНЧ-спектров при Кр > 3 и увеличение ее в сейсмически активный период по сравнению со спокойными фоновыми значениями; появление дополнительных максимумов на частотах выше 3 кГц в сейсмоактивные периоды. Вместе с тем нет сильной зависимости интенсивности СА от условий в D-области ионосферы, а увеличение количества СА в сейсмоактивный период происходит за счет слабых сигналов (аномально сильные единичные СА при построении распределений исключены).

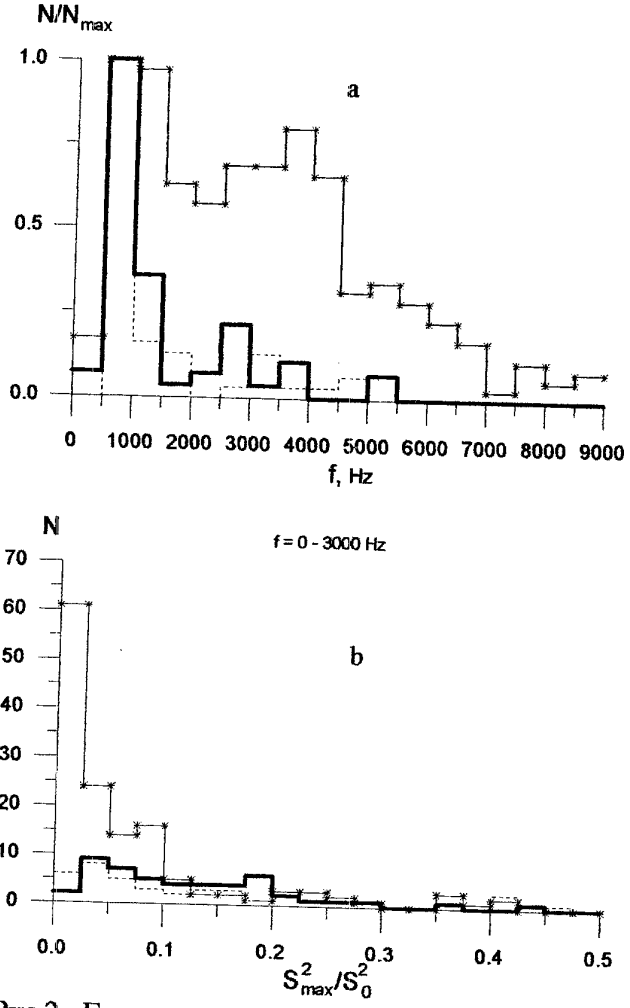


Рис.2. Гистограммы распределения частот максимумов в спектре свистящих атмосфериков (а) и относительной интенсивности этих максимумов (б) в спокойных условиях при Кр < 3 (сплош-ная линия); при Кр < 3, но в сейсмоактивный период (штриховая линия); при Кр > 3 в отсутствие землетрясений (штрих-пунктирная линия).

Обсуждение результатов

Приведенные выше результаты показали, что в отсутствие сейсмических и геомагнитных возмущений в освещенное время суток на высотах 700-2400 км наблюдаются частично-дисперги-рованные СА, в спектрах которых преобладают КНЧ-компонен-ты. Над Средиземным морем в периоды максимальной грозовой активности в спектрах дневных СА дополнительно наблюдаются и ОНЧ-компоненты, но более слабые по сравнению с КНЧ-ком-понентами. Это означает, что днем при прохождении во внешнюю ионосферу ОНЧ-волны испытывают более сильное затухание по сравнению с КНЧ-волнами. Этот вывод хорошо согласуется с результатами теоретических расчетов[8], согласно которым коэффициенты прохождения электромагнитных волн в диапазоне частот 1-30 кГц ночью имеют максимум на $f = 5$ кГц и слабо изменяются по обе стороны от него. Днем же, во-первых, коэффициент прохождения по величине на порядок ниже, чем ночью, и, во-вторых, будучи максимальным на частоте ~1 кГц (для определенной модели ионосферы), последовательно уменьшается с частотой, например, в 5 раз на $f \sim 15$ кГц. С ростом затухания в D-области эта кривая смещается к более низким частотам.

Исходя из последнего вывода теории, можно качественно объяснить характер амплитудных спектров в сейсмоактивные и магнитоактивные периоды. Смещение верхней частоты КНЧ-компонент спектра частично-диспергированных СА в подготовительную фазу землетрясений и появление в их спектрах ОНЧ- компонент указывает на ослабление затухания этих волн при их прохождении во внешнюю ионосферу. С ростом геомагнитной активности верхняя частота в КНЧ-спектрах СА последовательно уменьшается и при Кр ~ 6 становится менее 1 кГц. Это указывает на усиление затухания КНЧ-волн при их прохождении во внешнюю ионосферу. Отсюда следует, что область D ионосферы в периоды сейсмической и геомагнитной активностей модифицируется разными агентами. В период геомагнитных возмущений главным агентом, уменьшающим проводимость D-области, являются потоки высокоэнергичных электронов, которые вызывают дополнительную ионизацию в нижней ионосфере.

Заключение

Анализ амплитудных спектров частично-диспергированных свистящих атмосфериков, наблюдаемых на ИСЗ Интеркосмос-24 в освещенное время суток в различных геофизических условиях показал следующее:

1. В спокойный период в отсутствие сейсмических и геомагнитных возмущений в спектрах сигналов наблюдаются преимущественно КНЧ-компоненты ($f < 3$ кГц) с верхней частотой отсечки $f_c \sim 1{,}5$ кГц. Этот результат хорошо согласуется с теоретическими представлениями о свойствах прохождения КНЧ- и ОНЧ-волн во внешнюю ионосферу из волновода Земля-ионосфера.

2. С ростом геомагнитной активности верхняя частота отсечки КНЧ-компонент смещается к более низким частотам (700-1000 Гц), что указывает, согласно теоретическим представлениям, на усиление затухания КНЧ-волн при их прохождении через D-слой ионосферы.

3. В сейсмоактивный период в подготовительную фазу землетрясений в спектрах свистящих атмосфериков наблюдается смещение верхней частоты отсечки КНЧ-компонент, наоборот, к более высоким частотам (2,5 - 3 кГц) и появление ОНЧ-компонент, т.е. ослабление затухания КНЧ- и ОНЧ-волн при их прохождении через D-слой.

Таким образом, выполненный анализ амплитудных спектров свистящих атмосфериков позволил четко разделить сейсмические и геомагнитные эффекты в D-области ионосферы. Поскольку они в противофазе относительно затухания волн, другими словами, проводимости D-области, они обусловлены различными физическими агентами, модифицирующими эту область. Дополнительная ионизация в D-области, вызванная высыпанием высокоэнергичных частиц из внутреннего радиационного пояса во время геомагнитных возмущений, действительно, приводит к усилению затухания КНЧ и ОНЧ-волн, что и наблюдается в

эксперименте. Отсюда следует, что высокоэнергичные частицы не могут быть ответственны за повышение проводимости D-об-ласти. В литературе высказано предположение, что увеличение проводимости D-области может быть связано с воздействием радиоактивного излучения газов и воды, насыщенных радоном.

Следовательно, результаты этой работы показали, что для описания физических свойств D-области над сейсмоактивными зонами уже недостаточно известных меха-

низмов ионизации солнечными и галактическими космическими лучами. Необходимо привлекать и другие явления, которые позволяют развить механизм литосферно-ионосферного взаимодействия в самой нижней ее области. Такой механизм в настоящее время отсутствует.

Для обнаружения НЧ-волновых эффектов сейсмической природы предполагается использовать малые спутники, которые могут запускаться на орбиту путем отделения от больших спутников, а также при старте ракет с морских платформ. Малые спутники могут иметь преимущества с точки зрения их электромагнитной чистоты, однако немаловажной задачей является обеспечение надлежащих летных характеристик этих спутников, таких, как время жизни и надежность управления, а также возможность достаточно точного определения орбитальных параметров и ориентации, а также надежность управления.

В рамках разработки такой программы была показана возможность запуска малых спутников со следующими параметрами: орбита круговая, высота орбиты 350 - 400 км, наклонение 75 - 77°. Время существования спутника до полугода. Вес научной аппаратуры до 25 - 30 кг. В качестве прибора для измерения ОНЧ-волновых явлений предполагается использовать модифицированный вариант приемника НВК-ОНЧ, который позволяет регистрировать электрическую и магнитную компоненты ОНЧ-волн в диапазоне 8 Гц - 20 кГц. Прибор весит около 5 кг и потребляет не более 5 - 6 Вт. В комплекс научной аппаратуры помимо НЧ-волновых приборов предполагается включить высокочастотные волновые приборы, регистратор электронной плотности и температуры, оптические приборы и спектрометр энергичных электронов.

Для коррекции орбиты предусмотрено применение двигателя малой тяги. Для сбора и передачи данных используется телеметрия с емкостью запоминающего устройства до 32 Мбайт и скоростью передачи данных больше 1 Мбит·с$^{-1}$. Ориентация 3-хосная, точность стабилизации по осям ±10°, точность определения параметров ориентации не хуже ±1°.

Мониторинг землетрясений обеспечивается запуском 4 - 6 малых спутников с интервалом 1,5 - 2 часа.

Настоящая работа выполнена при финансовой поддержки РФФИ (грант 95-05-14620).

Институт Земного Магнетизма, Ионосферы и
Распространения Радиоволн РАН.

Список литературы

1. Helliwell R.A. Whistler and related ionospheric phenomena. Stanford California, Univ. Press. 1965. 349 p.
2. Альперт Я.Л. Распространение радиоволн и ионосфера. М.: Изд-во АН СССР, 1960. 480 с.
3. Михайлова Г.А., Голявин А.М., Михайлов Ю.М. Динамические спектры ОНЧ-излучений во внешней ионосфере, связанные с Иранским землетрясением 21 июня 1990 г. («Интер-космос-24») // Геомагнетизм и аэрономия. 1991. Т.31. N.5. С.801.
4. Садовский М.А., Соболев Г.А., Мигунов Н.И. Изменение естественного излучения радиоволн при сильном землетрясении в Карпатах // ДАН СССР. 1979. Т.244. N.2.
5. Ralchovsky Tz.M., Komarov L.N. Strong earthquakes on the Balkan peninsula and the Earth's electromagnetic activity // Българско геоф. списание. 1989. Т.XI. N.1. С.60.
6. Хусамиддинов С.С Изучение импульсного электромагнитного поля Земли и свойства ионосферы в связи с сейсмичностью. Автор. дис. канд. физ.-мат.наук. М.: ИФЗАН, 1981.26с.
7. Catalogue. Preliminary determination of epicenters. Denver: NEIC, US Geological Survey. 1989-1992.
8. Аксенов В.И. О прохождении электромагнитных волн сверхнизкой частоты через ионосферную плазму // Радиотехника и электроника. 1966. Т.11. N.6. С.1030.

FRACTIONAL HOP WHISTLERS PROPERTIES OVER SEISMOACTIVE REGIONS AND HIS APPLICATION FOR EARTHQUAKE MONITORING WITH USING OF SMALL SATELLITES

Yu.M.Mikhailov, G.A.Mikhailova, O.V.Kapustina

Institute of Terrestrial Magnetism, Ionosphere and Radio wave propagation of the Russian Academy of Science, Troitsk, Moscow region, 142092, Russia.

Results of amplitude spectra investigations of whistlers, registered on Intercosmos 24 satellite during its passes above earthquake regions at different geophysical conditions are presented. Using the large volume of data and analyzing of the intensity and form of spectra there is shown, that in the earthquake preparing phase at $Kp < 3$ the **D** region conductivity decreased, at magnetic disturbance it on the contrary increased. It is supposed, that the seismic effect is related with the radon radioactive radiation in time of the chink arising, and the geomagnetic effect is related with an high energy particles precipitation from the inner radiation belt.

INTRODUCTION

For the ELF and VLF electromagnetic background study whistler satellite Intercosmos 24 observation data, in time of its passes above seismoactive regions are used. All whistlers, observed on heights from 700 to 2400 km were included. That is well known, that whistler signal spectra have a maximum energy in the range of $f < 3$ kHz (ELF), and in the range from 5 to 8 kHz (VLF) [1]. The characteristics of electromagnetic wave penetration through the ionosphere are defined by physical properties of the lower ionosphere (**D** region conductivity by day, **E** region at night) [2]. Thereby the wideband satellite whistler recording may be considered as an indirect method of variations lower ionosphere study in different geophysical conditions, including quake activity. For the first time wideband satellite Intercosmos 24 ELF and VLF records in time of Iranium earthquake 20 June 1990 were considered in paper [3]. There was observed high intensity of fractional hop whistlers, propagated to satellite on short way from Earth-ionosphere waveguide. This fact shows that VLF attenuation in **D** region of the ionosphere is decreased in preparing phase of earthquake. In the paper [4] an analyze of wideband records was executed on base ISEE 2 data and no seismic effects have been detected, however authors deal not with the single whistlers.

Present paper continue preceding investigations [3] of variations **D** region conductivity at the preparing phase of the earthquake on base of the whistler spectra study. For this purpose the large volume of the wideband VLF data registered on Intercosmos 24 satellite was processed by detail digital spectral analysis.

EXPERIMENTAL DATA AND METHOD OF THEIR PROCESSING

According to the catalog [5] limit coordinates of earthquakes epicenters in interval 1990-1992 for these two regions situated in intervals of φ: 34-45°N, of λ: 10-31°E and of L: 1.35-1.85 for first region and in intervals of φ: 27-43°N; of λ= 43.5-58°E; of L = 1.3-1.85 for second region. There are chosen records, registered on orbits, whose projection lay in latitude range 25-45°N or of L-shells 1.3-1.9.

The processing method of experimental data was the following. Signal records preliminary were analyzed with the analog spectrum analyzer. For detail digital processing 75 passes (January 1990 - June 1992) in longitude sectors: 1-30° and 45-60°E were chosen. Then for lighted daytime those data were divided on three groups in accordance with different geophysical conditions: a) in magnetic and seismic quiet period, b) with magnetic disturbances without a seismoactivity, c) in a period of seismic activity, but at $Kp < 3$. The spectra-time analysis of these records was carried out by the time window method in the range from 70 Hz to 14 kHz with near 25 ms window duration. In result, the digital spectrogram, i.e. $f(t)$ dependence, was defined and spectral power density (SPD) of maximum $S^2_{max}(f_{max},t)$ was estimated simultaneously. For each whistler we have moment of time for which $S(f)$ had maximum, relative intensity S_{max}/ S_0, where S_0 is the SDP of board calibration signal, dispersion D. Then distribution of number of spectral maxima on frequencies and relative SPD for each satellite pass were obtained for the fractional hope whistlers ($D < 20$) only.

Since in considered period the most power seismic phenomena took place in Iran from 20 to 30 June 1990, therefore our attention will be given to this period. According to the paper [5] data, in this period 16 aftershocks took place with Mp from 4.8 to 6.1 and 60 aftershocks with Mp<4.8. Distribution of earthquake epicenters in the radiovisibility zone of satellite Intercosmos 24 receiving center during 1990 is given in Fig.1.

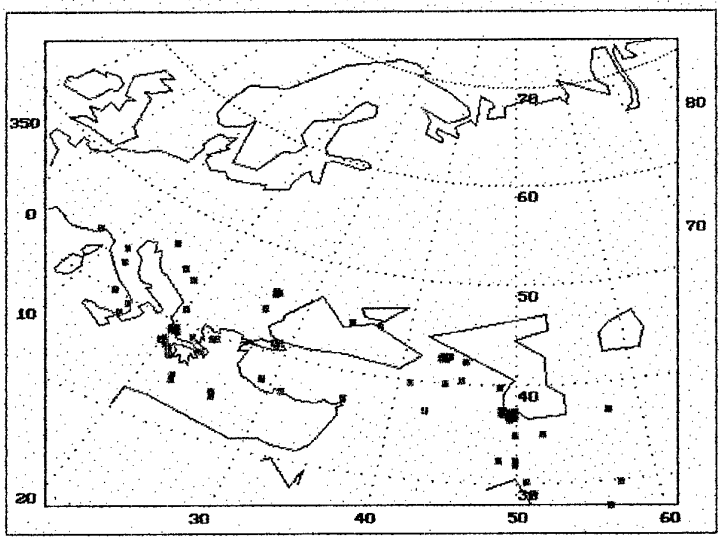


Fig.1. Distribution of earthquake epicenters at 1990-1992 period in radiovisibility Intercosmos-24 zone.

Quiet background, $Kp < 3$, seismic activity is absent. The fractional hop whistlers, observed in the morning and daily local times have the main interest for analyze. In that period in diurnal variations of thunderstorms activity and atmospheric noise level near Earth' surface minimum is observed. Our investigations confirmed this. At Kp<3

without seismic activity fractional hop whistlers independently from longitudes didn't been observed quite or were observed rarely (up 4 min^{-1}) and they have very weak intensity, and besides their spectra contain only ELF components in the frequency range from 200 Hz to 2 kHz. At the morning on all orbits ELF hiss in the range 400-500 Hz were observed. Second maximum in fractional hop whistler spectrum was observed additionally on the frequency above 3 kHz over Mediterranean sea in maximum thunderstorm activity period, but VLF maximum had weaker intensity in comparison with ELF maximum. Before sunset the fractional hop whistlers recurrence frequency is increased in comparison with morning and day.

Geomagnetic effects in **D** region. For an estimation of geomagnetic effects in **D** region on lowest L shells ($1.4 < L < 2$) two periods of high magnetic activity were considered: 19-21 May 1990 and 22-23 August 1990 at $Kp \sim 5$ - 6. Analyze of these data in mentioned periods has shown, that there were observed only the fractional hop whistlers, in amplitude spectra of which were only ELF components with higher cut off near 0.7 - 1.5 kHz, i.e. higher cut off was lower, than in quiet conditions. Tracks of these signal on $f(t)$ spectrograms were very diffuse. With decrease of Kp index the fractional hop whistlers recurrence frequency did not been changed, but took place broadening of spectra up to 2 kHz. On all orbits ELF hiss in frequency range from 300 to 400 Hz were observed.

Seismic effects in **D** region. There are analyzed whistler spectra on 10 passes over seismic active zones in period of preparing earthquake with $Mp \sim 4.7$ - 6.1, $h \sim 3$ - 10 km, including 7 - over West Iran 21.06-29.06.1990, 1 - over South Iran 06.11.90, 1 - over Mediterranean Sea 18.01.1990, 1 - over Romania 25.05.1990. Analyze of amplitude spectra of whistlers showed the next peculiarities:

1. Broadening of spectra in higher frequency side.
2. Appearance of spectral components in VLF range.
3. Observation of unique fractional hop whistlers anomalously higher intensity $\{(S_{max}/S_0)^2 \sim 8\}$ with wide spectrum $\Delta F = 100$ - 10000 Hz without minimum at frequencies 2 - 3 kHz occurred in Earth-ionosphere waveguide atmospherics spectra. In evening time these whistlers are

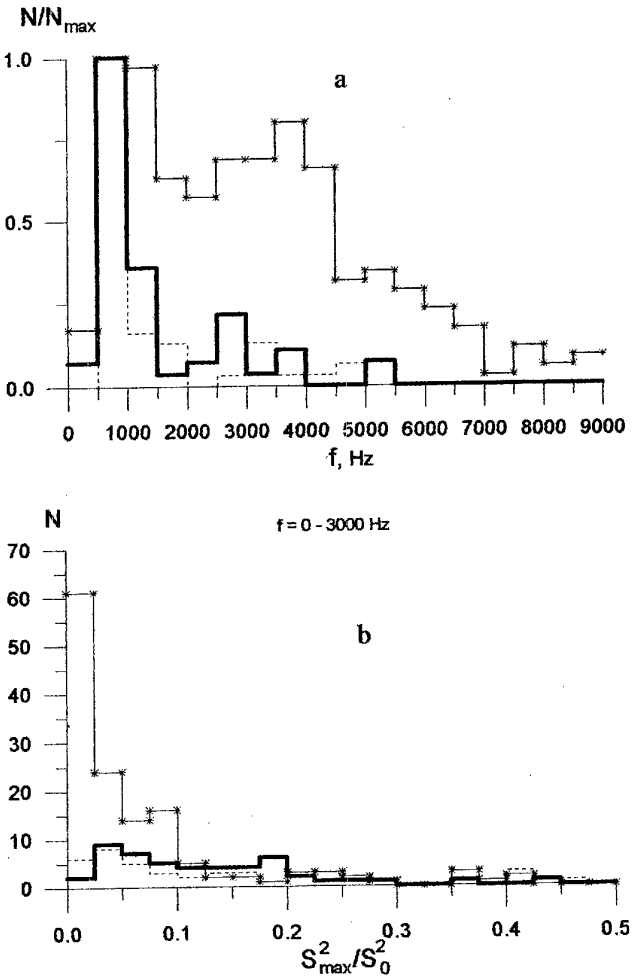


Fig.2. Histograms of maximum frequencies in the fractional hop whistlers spectra (a) and relative intensity (b). Thick line - Kp <3, quiet conditions; thin line and symbols '*' - Kp <3, seismoactive period; dotted

associated with echo-signals, reflected in south hemisphere, that is evidence on forming of magnetosphere ducts over seismoactive regions in preparing phase of earthquake.

In Fig.2a there are given distribution of maxima frequencies in the fractional hop whistlers spectra, normalized to total quantity of maxima for three different geophysical conditions: quiet background $\Sigma = 69$; geomagnetic active period $\Sigma = 54$ and seismic active period $\Sigma = 300$. In Fig.2b distribution of relative maxima for same geophysical conditions has been shown. As in passes and so in histograms of distribution total law was seen: decreasing of higher cut off frequency at $Kp > 3$ and its increasing in seismic active period in comparison with background volume in quiet conditions; also appearance of additional maxima at frequencies higher than 3 kHz in seismoactive periods was observed.

CONCLUSION

Analysis of the fractional hop whistlers amplitude spectra, observed on Intercosmos 24 satellite in day time at different geophysical conditions showed the next peculiarities:

1. In quiet period, when seismic and geomagnetic activity is lacking, spectra involve advantageously ELF components ($f < 3$ kHz) with higher cut off frequency f_c~1.5 kHz. This result agree with theoretical introducing about properties of ELF and VLF wave penetration from waveguide Earth-ionosphere to outer ionosphere.
2. With geomagnetic activity increase the higher cut off frequency of ELF spectrum is shifted to lower frequencies (700 - 1000 Hz) that is consequence, according to theory, of attenuation ELF wave increase at their penetration through **D** region of the ionosphere.
3. In seismoactive period in preparing phase of earthquakes the high cutoff of whistlers is shifted to higher frequencies (2.5 - 3 kHz). It is observed appearance of VLF components, that means better penetration of ELF, VLF waves through **D** region.

In such manner analyze of whistler amplitude spectra allowed clear separate seismic and geomagnetic effects in **D** region of the ionosphere. The hypothesis was suggested that in seismic active period intensity radiation of radon may occur changing D region conductivity [6]. However theory of this problem is needed in development.

Present paper has been executed at financial support of RFFI (Grant 97-05-65753).

REFERENCES

1. Helliwell R.A. Whistler and related ionospheric phenomena. Stanford California, Univ. Press. 1965, 349p.
2. Al'pert Ya.L. Propagation of radiowaves and ionosphere. M.: Nauka, 1960, 480p.
3. Mikhailova G.A., A.M.Goliavin, and Yu.M. Mikhailov. Dynamic spectra of VLF-radiation in the outer ionosphere associated with the Iranian earthquake of June 21, 1990 (Interkosmos 24 Satellite). Geomagnetism and aeronomy, V.31, No.5, P.647, (1991).
4. Craig J.R., Neil R.T., and R.L.Dowden. A search for ELF/VLF activity associated with earthquakes using ISIS satellite data. J.G.R. V.101, No.A6, P.13,369, (1991).
5. Catalogue. Preliminary determination of epicenters. Denver: NEIC, US Geological Survey. 1989-1992.
6. Martynenko S.I., Fux I.M., and R.S.Shubova. Reaction of lower ionosphere on change of near earth atmosphere conductivity. Geomagnetism and aeronomy, V.31, No.5, p.121, (1991).

Изучение геодинамических процессов
методами регистрации электрического и магнитного полей
и электромагнитного излучения

Алексеев В.А., Головков В.П., Ораевский В.Н.

Институт земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн РАН
142092, г.Троицк, Московской обл. Tel: 095-3340121, Fax: 095-334-124

В 1979 году по данным спутника "Интеркосмос 19" был обнаружен эффект резкого возрастания интенсивности низкочастотных электромагнитных шумовых излучений в верхней ионосфере при пролете спутника над зоной готовящегося или происходящего землетрясения. Результаты совместной обработки данных низкочастотных излучений, потоков частиц и плотности и температуры плазмы позволили обнаружить неизвестный ранее эффект возбуждения низкочастотных шумов над глубинными разломами земной коры. Глубинные тектонические разломы являются зоной концентрации стрессов, канализации флюидов, аэрозолей и газов, изменения намагниченности и электропроводности горных пород, возникновения высоких электрических потенциалов и т.п. Тектонические разломы являются также теми геодинамическими структурами, которые формируют зоны повышенной сейсмичности, т.е. являются зонами высокой опасности природных катаклизмов. Все это определяет необходимость изучения физических процессов в зоне разломов, используя все доступные методы, как наземные (геологические, геофизические, геохимические и т.п.), так и спутниковые. Описанный выше метод легко реализуется на системе малых спутников и является важным дополнением к существующим. На основе изучения электромагнитных полей различной мощности и частотности, а также тепловых полей можно решать следующие задачи:

- исследование разломов как проводников тепловых и флюидных эндогенных потоков;
- выявление и изучение разломов, контролирующих размещение месторождений нефти и газа;
- изучение тектонической активности разломов и поиск предвестников землетрясений.

Study of geodynamical processes using techniques of registration of the electrical and magnetic fields and the electromagnetic emission.

Alekseev V.A., Golovkov V.P., Oraevsky V.N.
Institute of terrestrial magnetism,
ionosphere and radio wave propagation of RAN
142092, Troitsk, Moscow region,
Tel: 095-3340121, Fax: 095-3340124

In 1979 the abrupt increase of intensity of the low frequency electromagnetic noise emissions in upper ionosphere was detected from the data obtained with the satellite "Interkosmos19". This phenomenon was observed in case the satellite flying over a zone of earthquake being in stage of preparation or realization. The results of joint processing of the data of low-frequency emission, corpuscular flows as well as temperature and dension of plasma permitted us to reveal the previously unknown effect of generation of low frequency noises over the deep faults of the earth crust. The deep tectonic faults is considered to be the zones of concentration of stresses, canalization of fluids, airosols and gases, change of magnetization and electro- conductivity of rocks, appearance of high electrical potentials and so on. The tectonic faults are also the same geodynamical structures which form the zones of elevated seismicity, i.e. they are the zones of dangerous natural hazards. All of that cause the necessity of studing the physical processes in fault zones using all available methods, namely the surface ones (geological, geophysical, geochemical and so on) and the satellite ones. The method described above easely realized on a set of small satellites allows solving the follows problems:

- studying the faults as conductors of heat and fluid endogenous flows;
- revealing and studying the faults controlling the distribution of oil and gas deposits;
- studying the tectonic activity of the faults and detecting the earthquake forerunners.

Итоги и перспективы исследований проблем техногенного засорения околоземного космического пространства.

Кулик С.В [1] , Лукьященко В.И [2], Яковлев М.В. [2], Михайлов М.А. [2], Логинов С.С. [2],
[1] Российское космическое агентство, 129857. г. Москва,ул.Щепкина,42,факс:+ 7 (095) 975 46 07
[2] ЦНИИмашиностроения 141070, г.Королев Моск.обл.,ул.Пионерская,4,факс: +7 (095) 288 90 63

Российское космическое агентство (РКА) рассматривает как весьма актуальную проблему обеспечения безопасности космических полетов в условиях техногенного загрязнения околоземного космического пространства (ОКП) и снижения опасности для объектов на Земле при неконтролируемом вхождении космических объектов (КО) в плотные слои атмосферы и их падении на Землю.

В обеспечение решения этой проблемы РКА организует комплекс научно-исследовательских и проектно-конструкторских работ. Приоритетными направлениями работ являются: экологический мониторинг ОКП, включая область геостационарной орбиты (ГСО), создание единой информационной системы (аппаратурно-программного комплекса) для информационного сопровождения событий опасного сближения КО и их неконтролируемого входа в плотные слои атмосферы, разработка способов и средств защиты космических аппаратов (КА) и орбитальных станций (ОС) от воздействия высокоскоростных частиц космического мусора (КМ), разработка и внедрение мероприятий, направленных на снижение засорениости ОКП.

Ниже представлены основные результаты исследований Российских организаций по проблеме техногенного загрязнения ОКП.

По результатам радиолокационных измерений, выполненных российской системой контроля космического пространства (СККП) разработан каталог наблюдаемых объектов размером более 0,2...0,3 м на высотах до нескольких тысяч километров. Организовано взаимодействие специалистов российской и американской систем СККП по обмену и уточнению данных каталога.

По результатам оптических наблюдений Институтом теоретической астрономии Российской академии наук разработан каталог объектов размером более 0,5 м в области ГСО и соответствующее программное обеспечение, которые позволяют предсказывать положение объектов на ГСО в пределах трехлетнего периода движения с точностью до 0,02-0,05 град. Каталог содержит информацию о 682 объектах, среди которых 231 функционирующие КА, 85 объектов, совершающих либрационное движение, и 279 дрейфующих объектов. Каталог также включает 48 объектов с неустановленными орбитальными характеристиками и 39, орбитальные характеристики которых известны с недостаточной точностью. Зарегистрированы случайные изменения скорости дрейфа (Δ V до 10 м/сек) ряда неуправляемых геостационарных КА, которые могут быть объяснены их столкновениями с КМ.

Начаты работы по исследованию возможностей использования радиолокатора дальней космической связи (г. Евпатория) для наблюдения частиц КМ с перспективой регистрировать объекты размером в несколько миллиметров на расстояниях до 1000 км.

Предложены и обоснованы способы оптического наблюдения КМ в области ГСО с использованием специализированного КА (или системы КА), расположенных на орбите ниже ГСО на 1,5-2 тысячи км, а также при организации попутного эксперимента на геостационарном КА "Электро".

Разработана бортовая аппаратура регистрации соударений КМ с элементами конструкции КА на основе пъезоэлектрических, пленочных и другого типа датчиков соударений, которые реагируют на удар частиц массой от долей грамма при скоростях от единиц до десятков км/с.

Проводятся работы по созданию единой информационной системы, которая обеспечивает оперативное информационное сопровождение событий, связанных с неконтролируемым входом космических объектов в плотные слои атмосферы и опасных сближений пилотируемых КА и орбитальных станций (ОС) между собой и с частицами КМ. В настоящее время разработаны принципы построения такой системы, схема взаимодействия организаций, получен положительный опыт работ по

информационному сопровождению неконтролируемого входа в атмосферу ряда КА.

РКА заинтересовано в проведении работ совместно с зарубежными партнерами по созданию единой информационной системы и банка данных для обеспечения безопасности полетов.

Значительное внимание в РКА уделяется разработке и уточнению модели засорения ОКП ненаблюдаемой фракцией КМ. В Центре программных исследований РКА профессором А.И.Назаренко разработана базирующаяся на экспериментальных данных статистическая модель, которая принята в качестве базовой для российских специалистов. В Межведомственной акционерной компании "Вымпел" доктором З.Н.Хуторовским с сотрудниками разработана детерминированная аналитическая модель КМ, которая позволяет в процессе вычислений прослеживать движение отдельных космических объектов с заданными орбитальными характеристиками. Согласно модели выполнен расчет вероятности опасных сближений орбитальной станции "Мир" с каталогизированными объектами.

В ЦНИИмашиностроения разработана теория инициирования взрывчатых веществ, которые могут присутствовать в снаряжении КА, под действием высокоэнергетических тяжелых ядер галактических или солнечных лучей, что представляет интерес при оценках возможности фрагментации КА на орбите.

Исследование и разработка мероприятий по защите КА и ОС от воздействия высокоскоростных частиц КМ проводятся в организациях РКА по следующим основным направлениям:

а) Защита путем дополнительного экранирования.

Созданы и прошли экспериментальную проверку многослойные экраны, включающие слои гофрированного алюминия и сеток. Предварительные исследования показали их эффективность для защиты КА от воздействия частиц КМ. Эти экраны, в частности, позволяют получить больший, чем для плоских экранов, угол разлета вторичных осколков и частиц КМ, дешевы и технологичны в изготовлении.

б) Защита путем развертывания на орбите неконформных экранов.

Такие экраны можно установить на значительных расстояниях от КА и ОС, сделать подвижными, производить их наращивание в процессе эксплуатации изделия, что позволяет существенно повысить защиту с наиболее вероятных направлений воздействия частиц КМ. Сделаны оценки эфективности защиты ОС такими экранами, возможности их поэтапного построения в космосе.

в) Защита путем уклоняющего маневра.

Исследования показали существенную зависимость эффективности метода от точности определения орбит частиц КМ и прогноза опасности столкновений, оперативного информационного сопровождения возникшей ситуации, запаса характеристической скорости и др. В настоящее время проводятся разработки эффективных способов и средств реализации этого метода защиты. Основная проблема - снизить вероятность ложных тревог.

г) Защита путем оперативного определения пробоя стенки частицей КМ и восстановления его герметичности.

Результаты проведенных специалистами РКА исследований показывают, что при сравнительно небольших весовых затратах (10-20 кг) можно создать систему оперативного определения места пробоя с использованием системы датчиков механического воздействия. Время отпущенное на восстановление герметичности может составлять несколько часов, что вполне достаточно для производства необходимых работ. Показано, что для диагностирования пробоя поверхности 100 кв. м с точностью 1...2 см необходимо около 30 датчиков.

С целью оценки эффективности защитных экранов КА и ОС, оценки вероятности непробития их отдельных модулей в ЦНИИ машиностроения разработан первый вариант машинной программы "BUFFER"- аналог программы "Bumper" НАСА США. Вычисление проводится для заданной модели засоренности ОКП и реальной геометрии изделий с учетом полученных в эксперименте баллистических кривых пробития их защитных экранов и корпуса. Основная версия программы основана на методе статистических испытаний. Вспомогательная версия программы производит аналогичный расчет методом численного интегрирования. С использованием программы "BUFFER" проведена оценка вероятности

пробоя Служебного модуля МКС в течение 1999 года. Время счета для 100000000 испытаний на ПЭВМ Р-199 составляет 28 минут.

Первоочередные мероприятия, проводимые в РКА по снижению техногенного засорения космоса, образованию особо опасных мелких осколков сводятся к следующему:

- с целью предотвращения взрывов: пассивация отработавших ракетных ступеней и КА, остающихся на орбите, повышение надежности работы бортовых аккамуляторных батарей;
- сокращение сроков пассивного баллистического существования отработавших ракет-носителей на орбите, предотвращение их попадания на рабочие орбиты;
- снижение количества операционных элементов, остающихся в ОКП при выводе и эксплуатации КА;
- снижение засоренности ОКП мелкодисперсным КМ путем использования специальных материалов и топлив;

и ряд других мероприятий.

Особое внимание уделяется обеспечению безопасной эксплуатации ГСО. С целью исключения попадания разгонных блоков "ДМ" РН "Протон" на рабочую орбиту, предусматривается довыведение КА на ГСО с помощью бортовой двигательной установки. Предпринимаются меры по управляемому уводу отработавших КА с ГСО в область орбит захоронения (выше ГСО более чем на 200 км.)

Следует подчеркнуть, что результаты исследований и научно-технических разработок оформляются в виде государственных и отраслевых стандартов, среди которых,в частности, можно отметить следующие:

- "Система общих технических требований к видам вооружений и военной техники. Общие технические требования к космическим средствам " ОТТ КС-88.,
- "Системы и комплексы космические. Общие требования по экологии" ОТТ 11.1.31.95.

- "Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в ОКП" на основе разработок А.И.Назаренко;
- "Модель пространственно-временного распределения неуправляемых космических объектов на ГСО" на основе каталога ИТА РАН;
- "Требования к средствам космической техники при их проектировании, отработке и эксплуатации по предотвращению техногенного засоренения ОКП"

и ряд других.

Российское космическое агентство уделяет значительное внимание организационному обеспечению работ по проблеме космического мусора. В 1995 году приказом Генерального директора РКА Ю.Н.Коптева образован и функционирует в настоящее время Проблемный Совет N6 РКА под председательством заместителя директора ЦНИИмашиностроения В.И.Лукьященко, деятельность которого посвящена вопросам экологической безопасности РКТ и техногенному загрязнению ОКП.

Организации РКА активно участвуют в решении проблем космического мусора в рамках международного сотрудничества по направлениям деятельности:

- Межагентского комитета по космическому мусору;
- Научно-технического подкомитета Комитета по мирному использованию космического пространства ООН;
- Комиссии "Гор-Черномырдин", в частности, по вопросам организации информационного взаимодействия НАСА и РКА по проблемам космического мусора;
- Комиссия "Уткин-Стаффорд" в обеспечение безопасности МКС в условиях воздействия космического мусора;
- Международных конференций, симпозиумов и других мероприятияй.

Российское космическое агентство выражает уверенность, что тесное международное сотрудничество является залогом успешного решения проблем техногенного загрязнения околоземного космического пространства.

The results and furture steps in space debris problem imfes tigation.

S.Kulik [1], Y.Lukyashzenko[2] , M. Yakovlev[2], M.Mikhailov[2], S,Loginov[2]

[1] *Russian Space Agency, HQ, Moscow, 2 Central Research Institute of Machinebuilding, RSA, Korolev, Moscow Region. Fax: +7(095)288 90 63*

INTRODUCTION

Russian Space Agency (RSA) is considering as urgent the problem of the space flight safety in view of pollution of NES by technogenic orbital debris. Also, the hazard caused by the uncontrolled entry of space objects into upper atmosphere has to be kept sufficiently small.

In order to solve this problem RSA has arranged a number of research and development activities. Priority activities are: monitoring of NES environment including the geostationary ring, the creation of a unified information system (hardware/software) for collecting and storing information on dangerous events such as close encounters or uncontrolled re-entering of space objects, development of methods and means for protection of spacecraft including space station against hypervelocity debris particles, and the development and implementation of measures to reduce the growth debris in NES.

We present in the following the main results of Russian activities on technogenic orbital debris in NES.

OVERVIEW ON ACTIVITIES

From results of radar measurements, conducted by the Russian space tracking system (STS), a catalogue of tracked objects has been developed for objects of minimum size of 0.2 to 0.3 meter at altitudes up to several thousands kilometers. Cooperation has been established between Russian and American STS specialists for sharing and updating of the catalogued data.

Based on optical observations in the geostationary ring a catalogue of objects has been developed by the Institute of Theoretical Astronomy of the Russian Academy of Science. The catalogue contains data of 682 objects which comprise 231 active spacecraft, 85 librating objects and 279 drifting objects. Also included in the catalogue are 48 objects with unidentified orbital parameters and 39 ones where the orbital parameters are not known with sufficient accuracy. Random changes of drift velocity

(up to 10 m/s) have been observed for a number of uncontrolled geostationary spacecraft which can be explained by their collision with space debris. However, other explanations are also possible.

Work has begun on a feasibility study of using the long-range space-tracking radar at Evpatoria for debris detection and tracking. The radar has the capability to observe objects of a few millimeters size for ranges up to 1000 km.

Space-based optical observation methods have been suggested and analyzed for the geostationary ring using specialized spacecraft (or spacecraft constellation) which are located 1.5-2 thousands kilometers below geostationary orbit.

On-board instrumentation for recording collisions with spacecraft structure components have been developed based on strain-gauge, film and other types of collision sensors, which sense impacts of particles with mass of fractions of gram or more at velocities up to tens of km/s.

Work is conducted on development of unified information system that provides in-time information tracking of events related to uncontrolled re-entering of space objects into upper atmosphere and dangerous close encounters of manned and unmanned spacecraft and debris objects.

RSA is interested in the cooperation with foreign partners on the creation of a unified information system and database to provide flight safety. Considerable attention is given by RSA to the development and updating of orbital debris models which includes unobservable debris. A. I. Nazarenko of the RSA Center for Programming Study has developed a statistical model based on experimental data. It has been adopted as a baseline for studies in Russia. Under the guidance of Z. N. Khutorovsky (Vympel company) a deterministic analytical model has been developed. Using this model calculations have been made to compute the probability of dangerous close encounters of MIR station with catalogued objects.

Investigations have been carried out at TsNIIMash to study the unintentional initiation of an explosion that can occur in spacecraft equipment containing explosives and being exposed to high-energy heavy nuclei of galactic or sun rays.

Research and development for protection of spacecraft and space station from hyper-velocity debris particles impacts are being conducted at RSA organizations in the following major areas.

Protection by shielding

Multilayer shields including layers of corrugated aluminum and grids have been produced and have underwent experimental tests. Preliminary studies showed their effectiveness for spacecraft protection from particle impact.

Protection by in-orbit deployment of additional shields

Such shields can be mounted at considerable distance from spacecraft and space station, they allow considerable increase of the protection. An assessment of the effectiveness of station protection by such shields has been completed as well as an assessment of an incremental build-up in space.

Collision-avoidance maneuver

This approach is only effective, when the orbits of the debris objects are known with sufficient accuracy. At the present time effective ways and means of implementation of this protection method are investigated. The major problem is to decrease the probability of false alarms.

Prompt detection of wall penetration by debris
and restoring of wall tightness

Results of studies completed by RSA specialists show quick penetration detection system using mechanical impact sensors can be developed at relatively low weight penalties (10-20 kg). Time-to-restoring can be several hours which is enough to complete the necessary repair. For the diagnosis of penetration area location 100 m^2 with 1-2 m accuracy about 30 sensors are required.

For the assessment of effectiveness of spacecraft and space station protective shields the first version of the BUFFER computer program was developed at TsNIIMash which is an equivalent of NASA BUMPER program. Computation is made for a given debris particle flux and for actual space hardware geometry with account of experimental ballistic curves of penetration characteristics of protective shields. The basic program version is based on a statistical test method. An auxiliary program version makes similar calculation using numerical integration method.

Activities conducted at RSA on reducing technogenic space debris comprises:

- prevention of explosions: passivation of spent rocket stages and spacecraft;
- minimize passive orbital lifetime of spent launch vehicles;
- decrease number of operational elements remained in NES at spacecraft insertion and operation.

Special emphasis is placed on the safe utilization of geostationary orbit. To prevent the insertion into operating orbit of orbital stages of Proton launch vehicles the spacecraft transfer is called for geostationary orbit using onboard power unit. At end-of-life spacecraft are transferred to a graveyard orbit more than 200 km above the geo-stationary orbit.

It should be emphasized that research and development results are adopted as state and industry standards and other regulatory documents (see references).

The Russian space agency puts considerable attention to the management support of the activities on the orbital debris problem. In 1995, following the instruction of Director-General Yu. N. Koptev RSA's Problematic Board no. 6 has been established under the chair of Deputy Director of TsNIIMash V. I. Lukyashchenko, its activities are dedicated to issues of environmental safety of rocket and space hardware and technogenic NES pollution. RSA participates actively in solving orbital debris-related problems through international partnership in:

- Inter-Agency Space Debris Coordination Committee;
- Scientific and Technical Subcommittee of the United Nations Committee on the Peaceful Use of Outer Space;
- Gore – Chernomyrdin commission on issues of information coordination between NASA and RSA on orbital debris problems;
- Utkin – Stafford commission on providing ISS safety in orbital debris environment;
- International conferences, symposia and other arrangements.

The Russian Space Agency is convinced that the problems of technogenic pollution of near-earth space can only be solved through close international cooperation.

REFERENCES

Система общих технических требований к видам вооружений и военной техники. Общие технические требования к космическим средствам. ОТТ КС-88 (1988).

Системы и комплексы космические. Общие требования по экологии. ОТТ 11.1.31.95 (1995).

Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в ОКП. ГОСТ РВ 25.645.164-97 (1997).

Модель пространственно-временного распределения неуправляемых космических объектов на ГСО. Проект отраслевого стандарта ОСТ 134-... (1997).

Требования к средствам космической техники при их проектировании, отработке и эксплуатации по предотвращению техногенного засорения ОКП. Проект отраслевого стандарта ОСТ 134-... (1998).

Подвижный пенетрометр

Громов В.В.
ВНИИТРАНСМАШ
198323 г.Санкт-Петербург ул. Заречная, 2
тел. 135-99-25, факс: 146-18-51

Одним из новых и перспективных методов внедрения в грунт является использование подвижных пенетрометров, представляющих самоходное устройство для передвижения в грунте. Особенностью их использования для изучения грунта является возможность внедрения в грунт на значительную глубину, изучение свойств грунта и отбор образцов на заданной глубине, возврат на поверхность, многократность циклов внедрения, отбора образцов и возврата на поверхность.

В подвижном пенетрометре применяется динамический способ образования скважин в грунте, суть которого состоит в совершении удара по заострённому наконечнику с помощью груза, расположенного внутри корпуса устройства. Преимущества нового способа заглубления достигаются тем, что перед совершением удара сначала накапливается дозированное количество потенциальной энергии в аккумуляторе, а затем часть энергии расходуется на совершение удара по наконечнику. Другую часть энергии резервируют, например, в виде энергии поднятого груза, которую в дальнейшем расходуют на перемещение корпуса устройства. Это позволяет реализовать свойство самопогружения.

Подвижный пенетрометр может быть использован как часть полезной нагрузки на посадочном аппарате для изучения свойств и строения верхних слоёв грунта кометы. Возможны два варианта его применения. В первом варианте назначение подвижного пенетрометра состоит в отборе проб грунта на заданной глубине и возврата на поверхность. Во втором варианте подвижный пенетрометр проводит исследования грунта по глубине с помощью датчиков и приборов, которые размещены внутри корпуса подвижного пенетрометра.

При изучении поверхности планет с помощью планетохода установленный на нём подвижный пенетрометр позволяет проводить многократные отборы проб грунта с глубины. Отобранные образцы анализируются и затем могут быть доставлены и переданы на возвратную ракету.

Подвижный пенетрометр может быть выполнен автономным. Например, при работе в лунных условиях в качестве основного источника энергии можно использовать солнечную батарею площадью 0,03-0,05 кв.м. Время активной работы подвижного пенетрометра в течение лунных суток может составлять несколько десятков часов.

Возможности подвижного пенетрометра для изучения грунта:

- изучение физико-механических свойств;
- сейсмическое зондирование;
- изучение электрических свойств грунта;
- изучение тепловых свойств грунта;

- изучение строения и структуры грунта.

Технические характеристики комплекта подвижного пенетрометра следующие: общая масса - 0,65-0,7 кг, глубина внедрения до 5 метров, скорость внедрения в кварцевый песок 1,5 метра в час, потребляемая мощность 1 Вт.

Микролуноход

Громов В.В.
ВНИИТРАНСМАШ
198323 г.Санкт-Петербург ул. Заречная, 2

тел. 135-99-25, факс: 146-18-51

В настоящее время имеется определённый опыт по созданию систем передвижения (шасси) малых подвижных аппаратов для работы на поверхности планет. Наибольший интерес представляют следующие разработки: микромарсоход ПРОП-М, микромарсоход ROCKY, ходовой макет устройства развёртывания приборов, опыт разработки луноходов и марсоходов для перспективных проектов.

На основе приведённого анализа различных систем передвижения и условий работы микролунохода, а также заданных исходных данных были определены следующие требования к системе передвижения микролунохода:

- основная часть служебных систем и полезной нагрузки должна размещаться в приборном отсеке;
- приборный отсек должен иметь систему терморегулирования;
- система передвижения должна обеспечивать передвижение на уклон в 30 градусов с рыхлым грунтом;
- необходимо обеспечить возможность контакта приборного отсека с грунтом, конвертирование , изменение клиренса и положения приборного отсека;
- дублирование основных приводов системы передвижения.

Для обеспечения выполнения перечисленных выше требований было разработано несколько унифицированных кинематических схем систем передвижения, которые позволяют реализовать различные способы передвижения: шагающий. колёсный, гусеничный. колесно-гусеничный.

Основными частями рассматриваемых систем передвижения является корпус, две рычажные системы, рама движителя, движитель. Внутри корпуса расположены привода для вращения рычажных систем, разворота рам движителя и привода движителя. Внутри рычагов расположены механические передачи для вращения рамы и движителя.

С целью получения информации о возможностях передвижения по лунному грунту различных типов движителей эксперименты показали, что гусеничный движитель преодолевает на этом грунте уклон 30 градусов с коэффициентом буксования 0,1. Колесный движитель может преодолевать уклон порядка 16 градусов при коэффициенте буксования 0,5.

Рассмотрены два варианта структурных схем микролунохода:

- автономный луноход;
- микролуноход с кабельной связью с посадочным аппаратом.

Автономность микролунохода обеспечивается наличием системы энергопитания от солнечной батареи, системы радиосвязи с посадочным аппаратом и системы терморегулирования. Автономный микролуноход может работать в течение нескольких суток на удалении от посадочного аппарата до 1 километра. Микролуноход с кабельной связью может удаляться от посадочного аппарата на расстояние до 100 м. Возможна подмотка кабеля, движение в обратном направлении, а затем на новый участок местности.

Для управления движением микролунохода целесообразно использовать два метода:

- дистанционный программный метод с автономным анализом безопасности движения, основанный на анализе на наземном пункте управления телевизионных снимков места работы, прокладки маршрута движения, передачи маршрута движения на микролуноход в виде последовательности участков прямолинейного движения;
- дистанционный старт-стопный метод управления телеснимков места работы, прокладки отрезка маршрута движения, передачи набора команд для его реализации. При этом система управления дополнительно осуществляет контроль за исполнением набора команд по длительности их исполнения.

Общая масса микролунохода 8,3 кг, из них полезная нагрузка 1,5 кг. Масса вспомогательных систем и агрегатов микролунохода на посадочном аппарате составляет 1,7 кг. Скорость передвижения 70-100 м/ч, в шагающем режиме 20 м/с. Энергопотребление 3-5 Вт.

Микророботы для орбитальных аппаратов

Громов В.В., Воробьёв А.В., Маленков М.И., Федосеев С.В., Титов Г.О.
ВНИИТРАНСМАШ
198323 г.Санкт-Петербургул. Заречная, 2

тел. 135-99-25, факс: 146-18-51

Одним из ключевых направлений развития будущих технологий является широкое использование микророботов. Под этим термином понимаются устройства, имеющие малые габариты, массу, энергопотребление, большую степень интеграции и рабочие параметры, обеспечивающие высокое качество выполняемых технологических операций. Создание и внедрение микророботов позволит значительно улучшить характеристики машин, расширить сферы использования роботов и создать принципиально новые технологии.

Опыт эксплуатации орбитальных станций показал, что в процессе работы необходим постоянный контроль за техническим состоянием, проведение регламентных и ремонтных работ, замена неисправных агрегатов, монтаж нового оборудования и установка научных приборов. Многие из перечисленных работ могут проводиться космонавтами при выходе в космическое пространство. Однако это довольно сложная процедура, связанная с обеспечением жизнедеятельности космонавтов. В связи с этим весьма перспективным является создание роботов , способных передвигаться по орбитальному аппарату как по наружным поверхностям, так и внутри отсеков.

Необходимость разработки робототехнических средств для работы на орбитальных аппаратах приобретает особую актуальность в связи с разработкой космических станций по новым международным проектам.

Одним из определяющих условий работы на орбитальных аппаратах является почти полная невесомость. Силы гравитационного взаимодействия между орбитальной станцией и роботом весьма малы и недостаточны для обеспечения передвижения за счёт сил гравитации.

С наружной поверхности орбитальных аппаратов существует вакуум, величина которого может изменяться в значительных пределах в зависимости от газовыделения наружных поверхностей и отдельных агрегатов.

Внутри орбитальных аппаратов климатические условия могут соответствовать условиям обитания космонавтов. В ряде отсеков может быть вакуумная среда. Для наблюдения за поверхностью и окружающей средой может потребоваться дополнительная подсветка.

Орбитальные аппараты представляют сложную конструкцию. Однако можно выделить несколько наиболее типичных поверхностей, сочетание которых позволяет сформулировать требования к системам передвижения.

Для обеспечения процесса передвижения за счёт взаимодействия с опорной поверхностью необходимо наличие сил взаимодействия с по-

верхностью. Величина этих сил должна быть достаточной для преодоления сил реакции от технологического оборудования, компенсации усилий, возникающих при воздействии возмущающих факторов со стороны орбитального аппарата.

Исходя из специфики условий работы и свойств поверхностей орбитальных аппаратов можно рассматривать следующие способы передвижения:

- путём механического захвата за выступающие элементы (поручни, элементы конструкции);
- путём механического крепления к теплозащитным покрытиям;
- путём создания сил притяжения к поверхности за счёт электростатических сил взаимодействия.

Передвижение за счёт механического захвата за выступающие элементы в какой-то мере отражает способы передвижения космонавтов при работе в открытом космосе. В настоящее время это по существу основной способ передвижения. Суть этого способа состоит в последовательном перехвате руками поручней. Применительно к передвижению роботов задача состоит в уточнении условий передвижения и разработке экспериментальных макетов для отработки методов управления и отработки технологий их использования.

Передвижение путём механического крепления к теплозащитным покрытиям (ЭВТИ) позволяет обеспечить создание сил взаимодействия за счёт сцепления с помощью специальных зацепов с нитями верхнего покрова. Форма зацепов, их размеры и траектория движения позволяют обеспечить сцепление с нитями без их обрыва и повреждения нижерасположенных слоёв ЭВТИ. Величина сил взаимодействия определяется прочностью волокон и может составлять доли или единицы ньютона.

Суть способа передвижения путём создания сил притяжения к поверхности за счёт электростатических сил взаимодействия состоит в создании между разнесёнными опорами электрического потенциала. Опоры имеют электрическую изоляцию, исключающую возможность прямого контакта с опорной поверхностью. В этом случае опоры и металлические слои опорной поверхности образуют две обкладки электрического конденсатора, между которыми образуется электростатическое поле, что и приводит к возникновению сил взаимного притяжения. Необходимо обеспечить одновременный контакт не менее двух опор. В этом случае электрическое напряжение подводится только к изолированным опорам, которые являются в этом случае системой из двух последовательно соединённых конденсаторов. Предварительные расчёты показали, что сила притяжения к поверхности, покрытой ЭВТИ, может составлять несколько ньютонов.

Микроботы для орбитальных аппаратов предполагают следующие основные способы их использования.

1. Использование микроботов на орбитальном аппарате с целью обследования технического состояния систем и контроля за работой оборудования (обзорные микроботы).

2. Проведение технического обслуживания и ремонтно-восстановительных работ систем и оборудования (технологические

микро- и минироботы).

3. Выполнение специализированных работ по монтажу оборудования и установке научных приборов (специализированные роботы).

На основе этих способов использования можно, в первом приближении, сделать классификацию микророботов. Следует понимать некоторую условность такой классификации. Однако это может быть полезным при планировании конструкторских и исследовательских работ по разработке и совершенствованию микророботов.

Для оценки проектных характеристик была сделана проработка микроробота для обследования технического состояния систем и контроля за работой оборудования.

Микроробот состоит из двух секций, имеющих шарнирную связь друг с другом. С другой стороны на каждой секции установлен двухзвенный рычажный механизм, который заканчивается поворотным управляемым схватом. Разворот каждого звена рычажного механизма и схвата осуществляется электроприводами, размещёнными внутри секций. Приводы для взаимного разворота и поворота вокруг шарнирной связи также расположены внутри секций. В корпусах секций размещены системы управления, энергопитания, терморегулирования. На боковых сторонах секций установлены телекамеры. На верхних и нижних сторонах секций может быть установлено дополнительное оборудование. В одной из секций может быть расположена катушка с кабелем для связи с постом управления.

Передвижение микроробота осуществляется путём перехвата за выступающие элементы на поверхности орбитальной станции. Для этого при закреплённом первом схвате производится раздвижение рычажных систем и закрепление второго схвата. После этого первый схват освобождается и производится сближение рычажных систем и закрепление первого схвата. Для изменения направления движения производится дополнительный разворот зафиксированного схвата, а также поворот секций вокруг шарнирной оси. При закреплённом схвате возможно перемещение секций с телекамерами для детального обзора обследуемого участка поверхности орбитального аппарата.

Технические характеристики обзорного микроробота: масса 8,5 кг, габариты 700x1500100 мм, потребляемая мощность 5 Вт, радиус действия (по запасу кабеля) 40 м, скорость передвижения 1 см/сек.

FLOWS ABOUT SOLID BODIES OF UP TO 100 km/s VELOCITY DENSE PLASMA STREAMS

V. A. Alekseev, L. N. Pliashkevich,
V. M. Strunnikov and V. I. Vasiliev

State Center of Science of Russian Federation,
Troitsk Institute of Innovative and Thermonuclear Researches,
Moscow region, Troitsk
Fax: (095) 334-57-76
E-mail: Ogm@fly.trinity.troitsk.ru

We study the process of flowing round a solid body by the plasma stream whose velocity is up to 100 km/s. Such velocity values are comparable with dust velocities in the Sun's vicinity.

An impulse powerful plasma gun [1] generates the hydrogen or nitrogen plasma streams with the density of the order of 10^{15} cm^{-3}. The cases of the graphite, tungsten and aluminium solid bodies are investigated. Surface temperature variations are measured by the infrared pyrometer with high temporal resolution [1] whereas photoemulsions and a scintillator-photomultiplier device are used for space-temporal X-ray measurements.

The body surface is eroded under the influence of the powerful plasma stream. This results in arising of aerosoles. We consider these aerosoles to be an indicator of the dusty plasma flows near the target. Hence, we can use high-speed electronooptical converter photography together with the original traps of the dust to study the space-temporal distribution of the plasma and the dust particles.

The experiments show the next.

Two (bow and inner) shock waves are formed as a result of the explosive erosion of the material surface.

The inner shock wave front is adjacent to the surface and divided from it by the layer of dusty plasma moving along the surface and containing up to 1 mkm dimensions particles of the surface material.

Even the target surface normal to the primary plasma stream being plane, the thickness of this layer varies along the surface. The layer of the dusty plasma falls down to a value less then 1 mm near the edge of the target surface exposed to the plasma stream, being markedly thicker in the centre.

We observe the impulse 30-40 keV X-ray generation from the surface just before the arrival of the dense plasma from the gun.

REFERENCES.

1. Alekseev V. A., Strunnikov V. M. In: International aerospace congress, 1994. Proceedings. - M.: STC "Petrovka", 1995, v. 2, 660-664.

Преобразователь техногенных и микрометеороидных частиц

Балакин В.Л., Белоконов И.В., Семкин Н.Д., Воронов К.Е.,
Саноян А.Г., Ротов С.В.
Самарский ГАУ
443642, г.Самара, Молодогвардейская ул.,151

Предложена конструкция преобразователя техногенных и микрометеороидных частиц на основе пленочной МДМ-структуры в виде сферы. Разработана математическая модель преобразователя, научная и обслуживающая аппаратура, предложена и разработана система ориентации преобразователя в процессе его функционирования на орбите, использующая надувные шпангуты, выполняющие роль рамок с протеающим по ним током, а в качестве чувствительного к магнитному полю Земли - феррозондовый датчик. Проведен анализ динамики процессов ориентирования преобразователя по магнитному полю Земли.

Исследованы процессы динамики полета преобразователя - спутника в автономном режиме функционирования с учетом возможности приема-передачи информации на Землю. Обсуждаются расчетные характеристики преобразователя, его преимущества и недостатки, а также возможность использования для решения других научных задач.

В.Балакин