



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

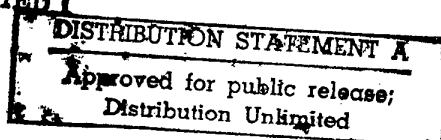
November 16-20, 1998

г.Королев Московской области

City of Korolyov, Moscow Region

19990305 006

THIS QUALITY INSPECTED 1



AQ F99-06-1083

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 1998	3. REPORT TYPE AND DATES COVERED Conference Proceedings	
4. TITLE AND SUBTITLE 1 st 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 99-5002-1	
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 UNCLASSIFIED	18. SECURITY CLASSIFICATION OF THIS PAGE UNCLASSIFIED	19. SECURITY CLASSIFICATION OF ABSTRACT UNCLASSIFIED	20. LIMITATION OF ABSTRACT UL	

NSN 7540-01-280-5500

Standard Form 298 (Rev. 2-89)
Prescribed by ANSI Std. Z39-18
298-102



**1-я МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ-ВЫСТАВКА
МАЛЫЕ СПУТНИКИ
НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, ДОСТИЖЕНИЯ. ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ
МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В НОВОМ ТЫСЯЧЕЛЕТИИ**

**1-st ANNUAL INTERNATIONAL CONFERENCE & EXHIBITION
SMALL SATELLITES
NEW TECHNOLOGIES, ACHIEVEMENTS, PROBLEMS AND PROSPECTS
FOR INTERNATIONAL CO-OPERATION IN THE NEW MILLENNIUM**

**СЕКЦИЯ VI:
МКА СВЯЗИ И НАВИГАЦИИ**

**SESSION VI:
COMMUNICATIONS AND NAVIGATION SMALL SPACE
VEHICLES**

**Руководители:
А.В. Шишанов, НИИ Точных Приборов, Россия
А.Г. Козлов, НПО ПМ, Россия**

**Chairpersons:
Anatoly V. Shishanov, NII TP, Russia
Albert G. Kozlov, Lavochkin NPO, Russia**

- VI.1 **Однопунктные системы управления космическими группировками малых КА**
К. Победоносцев, В. Мошкин, ОКБ МЭИ, Россия
- VI.2 **МКА на основе базовой унифицированной платформы и задела системных разработок НПО машиностроения и предприятий кооперации**
В. Ивашин, НПО МАШ, Россия
- VI.3 **Анализ низкоорбитальных систем персональной спутниковой связи, содержащих различные типы ретрансляторов**
Г. Тузов, ЦНИИМАШ, Россия
- VI.4 **Принципы построения МКА для систем дистанционного зондирования Земли, связи и исследования космического пространства**
А. Беленький, А. Горбунов, В. Кожевников, А. Шафранский, НПП ВНИИЭМ, Россия
- VI.5 **Возможности использования малых космических аппаратов на средних околоземных орбитах для создания систем широкополосной связи**
В. Слока, И. Тепляков, РТИ им. Минца, М. Гришко, НПО МАШ, Россия
- VI.6 **Преимущества использования МКА связи на геостационарных орбитах**
А. Буравин, М. Гришко, Н. Карутин, НПО МАШ, Россия
- VI.7 **Перспективная космическая навигационная система**
Ю. Медведков, РКА, Н. Иванов, В. Почукаев, С. Ревнивых, А. Сердюков, В. Тихонов, ЦНИИМАШ, В. Ганженко, В. Косенко, НПО ПМ, В. Салищев, РНИИ КП, Россия

- VI.1 **Single-Center Systems for Controlling Space Small Spacecraft Constellations**
N. Pobedonostsev, V. Moshkin, OKB MEI, Russia
- VI.2 **Small Space Vehicles Based on a Basic Standardized Platform and System Development Backup**
V. Ivashin, NPO MASH, Russia
- VI.3 **Analysis of Low-Orbit Personal Space Communications Systems Incorporating Different-Type Transponders**
G. Tuzov, TsNIIMASH, Russia
- VI.4 **Configuration Principles of a Small Spacecraft to Be Used in Earth Remote Sensing, Communications and Research Systems**
A. Belenki, A. Gorbunov, M. Kozhevnikov, NPP VNIIEM, Russia
- VI.5 **Opportunities of Using Small Spacecraft in the MEO Wide-Band Communication System**
V. Sloka, I. Teplyakov, Mints REI, M. Grishko, NPO MASH, Russia
- VI.6 **Advantages of Using GEO Small Communications Spacecraft**
A.E. Buravin, NPO MASH, M.V. Karutin, RNII KP, Russia
- VI.7 **Configuration Principles of New-Generation Space Navigation Systems**
Yu. Medvedkov, RSA, N. Ivanov, V. Pochukaev, S. Revnivykh, A. Serdyukov, V. Tikhonov, TsNIIMASH, V. Ganzhenko, V. Kosenko, NPO PM, V. Salishchev, RNIKIP, Russia

**Однопунктные системы управления
космическими группировками малых ИСЗ**

К.А.Победоносцев, В.Н.Мошкин
ОКБ МЭИ
111250, Москва, Красноказарменная ул., 14
тел./факс: 362-56-52

Одна из привлекательных сторон использования малых ИСЗ - их низкая стоимость и возможность решения конкретных задач в самые короткие сроки, начиная от формулировки ТЗ и кончая сдачей ИСЗ в эксплуатацию. Однако, при этом для решения всего комплекса задач, реализуемого с помощью традиционных "больших" ИСЗ, количество КА должно быть значительно увеличено, что приводит к большой перегрузке существующего наземного комплекса управления и усложняет предоставление информации и управление ИСЗ со стороны их заказчиков. Разрешение этого противоречия может быть найдено в создании однопунктных систем управления специализированными группировками малых ИСЗ.

Определяется информационно-измерительная структура наземных и бортовых средств, обеспечивающая управление группировкой, требования к системам измерения параметров орбиты, передачи данных телеизмерений на Землю, команд и программ/коррекции программ на борт каждого из малых ИСЗ.

В качестве прототипа предлагаемой идеи приводятся данные об однопунктной системе управления группировкой ИСЗ серии ИРС из 5 спутников, осуществляющих дистанционное зондирование Земли и располагаемый на подмосковном пункте космической связи ОКБ МЭИ "Медвежье озеро".

Single-Post Control Systems for Orbital Constellations of Small Satellites

K.A. Pobedonostsev, V.N. Moshkin
OKB MEI

111250, Krasnokazarmennaya st., 14, Moscow
Phone /Fax: (095) 362-56-52

One of winning sides of using small satellites in their cheapness and a possibility of carrying out specific tasks in the most short terms from elaboration of specification to the beginning operation.

However to solve the whole complex of problems which usually are realized using traditional "big" satellites the number of small satellites is to be considerably increased. This make more complicated information transmission and satellites control by their customers.

This problem can be solved through the creation of single-post control systems to control specific constellations of small satellites.

One must to determine information-and-measuring structure of the ground and on-board means. This structure is to ensure control the constellation, requirements for orbit parameters measuring systems, data transmission systems, commands and programs/program corrections to each of the small satellites.

As the prototype of the idea proposed the data of the single-post control system that is designed to control the satellites constellation consisting of the 5 IRS Earth monitoring satellites which are at the OKB MEI "Medvezhyi ozero". Space communications post near Moscow, are presented.

МКА на основе базовой унифицированной платформы
и задела системных разработок НПО машиностроения
и предприятий кооперации

В. Иващин
НПО машиностроения
143952 г. Реутов, Московская область
ул. Гагарина
факс: (095) 302-20-01, (095) 528-30-18

Введение

В настоящих материалах приводятся результаты работ по определению основных характеристик малого космического аппарата связи «Руслан-ММ».

1. Малый космический аппарат (МКА) связи

1.1. Состав систем космического аппарата.

В состав спутника входят:

- корпус;
- бортовая система связи;
- бортовой комплекс управления;
- двигательная установка;
- система электропитания;
- система терморегулирования.

Бортовой комплекс управления включает в свой состав следующие системы:

- бортовой вычислительный комплекс;
- систему управления движением;
- бортовую аппаратуру командно-измерительной системы;
- систему телеметрических измерений
- аппаратуру потребителя спутниковой навигации;
- бортовые системы автоматики.

Особенностью спутника является двигательная установка, основанная на применении электроракетных двигателей (ЭРД) и ксенона в качестве рабочего тела. Источником энергии, обеспечивающим работу ЭРД, является система электропитания.

ЭРД отличаются высоким удельным импульсом (~ 1500 с) и имеют малую массу. Тяга ЭРД М-70 (ОКБ «Факел») равна 4 гр.

Двигательная установка используется для довыведения спутника на геостационарную орбиту, коррекции его положения в точке стояния на ГСО и стабилизации.

Система электропитания включает в свой состав:

- батарею солнечную;
- батарею никель-водородных аккумуляторов;
- автоматику.

Солнечные батареи оснащаются фотоэлектрическими преобразователями на основе кремния.

Система терморегулирования основана на применении тепловых труб.

1.2. Конструкция МКА.

Конструктивно спутники делятся на две части: универсальную космическую платформу (УКП) со служебными системами и сменный модуль полезной нагрузки (бортовую систему связи).

Спутник связи имеет форму близкую к кубической. Основу спутника составляет корпус ферменной конструкции. В центре корпуса находится труба большого диаметра, которая одновременно является корпусом приборного отсека. Кроме того в трубе размещается баллон с ксеноном, входящий в состав ДУ. На наружной поверхности спутника размещаются навесные устройства бортовых систем.

На «южной» и «северной» гранях корпуса (наименования граней связаны с их ориентацией при штатном полете на ГСО) устанавливаются съемные панели-сборки с аппаратурой бортовых ретрансляторов. Снаружи этих панелей размещаются солнечные батареи системы электропитания. Панели снабжаются радиационными теплообменниками (РТО) системы терморегулирования спутника. На «восточной» и «западной» гранях размещаются соответственно приемное и передающее устройства ретранслятора С-диапазона.

ИК-вертикаль, астродатчик и датчик Солнца, входящие в состав системы управления движением, антенные устройства ретрансляторов и маяка Ки-диапазона, аппаратуры потребителя спутниковой навигации, часть антенных устройств бортовой аппаратуры командно-измерительной системы (БА КИС) размещаются на «земной» грани. Два малонаправленных антенных устройства БА КИС размещаются на «антиземной» грани.

Общий вид спутника представлен на рис. 1.1.

СПУТНИК СВЯЗИ "РУСЛАН - ММ"

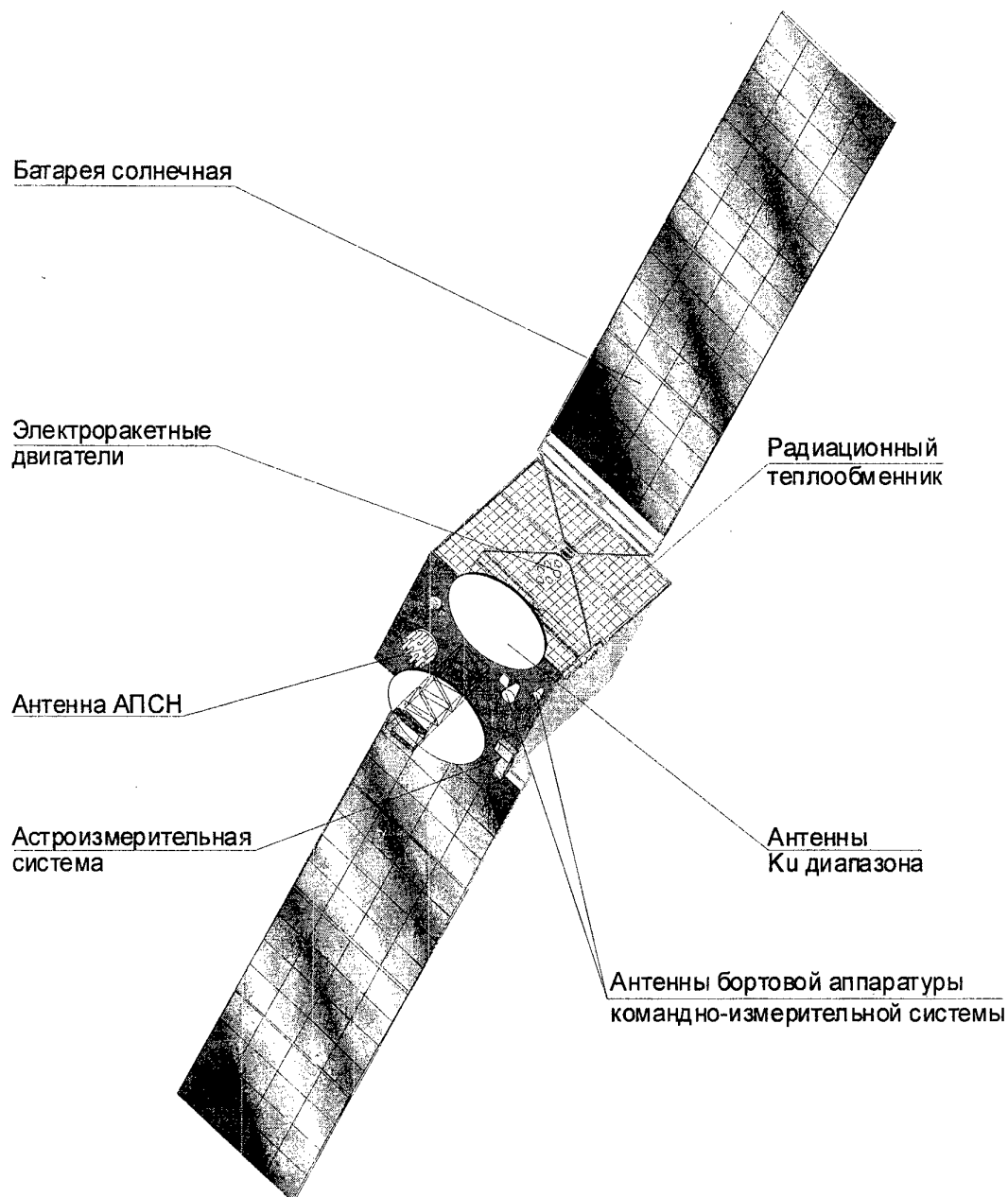


Рис 1.1

1.3. Основные данные МКА.

Основные данные бортовых ретрансляторов трех спутников «Руслан-ММ» (в сумме) приведены в табл. 1.1. В табл. 1.2 представлены основные данные спутника в целом. Сводка масс спутника представлена в табл. 1.3.

Таблица 1.1

Характеристика	Ретранслятор	
	С - диапазон	Ки - диапазон
Число стволов	14	22
Мощность ЛБВ, Вт	15	20
Число каналов (64 Кбит/с)	8960	14080
Масса БСС (с антенными устройствами)*)	125,0	
Энергопотребление, Вт*)	950	

*) для одного спутника

Таблица 1.2

Характеристики	Значение
Масса спутника на переходной орбите, кг	620
Масса спутника на ГСО, кг	520
Масса полезной нагрузки, кг	125
Мощность системы электропитания при работе ДУ с ЭРД на переходной орбите, Вт	3250
Время выведения на ГСО, сут.	145
Точность поддержания параметров орбиты по широте и долготе	$\pm 0,1^\circ$
Точность ориентации и стабилизации по трем осям	$\pm 0,1^\circ$
Срок активного существования	10 лет
Орбита функционирования	геостационарная
Ракета-носитель	«Стрела» + РБ

Таблица 1.3

Наименование	Масса, кг
Спутник на переходной орбите	620
Спутник на ГСО	520
Бортовая система связи	125
Конструкция с устройствами системы терморегулирования	80
Бортовой комплекс управления	100
Двигательная установка сухая	75
Система электропитания	110
Бортовая кабельная сеть	10
Ксенон,	120
в т.ч. ксенон для коррекции орбиты	20
Спутник полностью собранный, незаправленный ксеноном	500

Для реализации указанных в таблицах характеристик спутника необходимо:

- использовать в его составе аппаратуру и элементы конструкции на современном техническом уровне;
- использовать стабилизацию вращением при работе разгонного блока, что позволит исключить из его состава качающее сопло, бортовой источник мощности, рулевые приводы и, таким образом, значительно уменьшить массу конструкции блока.

1.4. Выведение МКА на геостационарную орбиту.

Выведение спутника связи (ИСЗ Руслан-ММ) на геостационарную орбиту ракетой-носителем «Стрела», создаваемой на базе конверсируемой ракеты РС-18 с космодрома «Свободный» состоит из следующих участков:

- участок работы ДУ I и II ступени и АПБ, на котором обеспечивается выведение связки ИСЗ и РБ на опорную орбиту. Энергетические возможности РН «Стрела» позволяют вывести связку ИСЗ и РБ на круговую опорную орбиту высотой 170 км и наклоном 52° массой 2100 кг;

- участок стабилизированного пассивного полета связки по опорной орбите до пересечения ее с экваториальной плоскостью, желательно при втором пересечении в восходящем узле;

- участок перевода ИСЗ на переходную высокоэллиптическую орбиту с параметрами:

$$H_{\pi} = 1700 \text{ км};$$

$$H_{\alpha} = 100000 \text{ км};$$

$$i = 52^{\circ}.$$

При этом точки перигея и апогея переходной орбиты лежат в точках пересечения ее с экваториальной плоскостью.

Перевод ИСЗ на высокоэллиптическую переходную орбиту осуществляется путем использования энергетики твердотопливного разгонного блока. В результате работы ДУ РБ обеспечивается приращение скорости 2909 м/с (с 7806 м/с до 10715 м/с), что соответствует скорости а перигее заданной высокоэллиптической переходной орбиты. После окончания работы ДУ РБ ИСЗ отделяется от РБ и начинает движение по переходной орбите. Масса ИСЗ в этот момент составляет 620 кг. В состав ИСЗ входит ЭРДУ для осуществления перехода ИСЗ с переходной высокоэллиптической орбиты на геостационарную орбиту. Запас рабочего топлива (ксенона) ЭРДУ составляет 100 кг. В составе ЭРДУ 4 одновременно работающих ДУ М70 с тягой 0,004 кг у каждого и $R_{уд} = 1510 \text{ с}$.

Предлагается следующая последовательность этапов перевода ИСЗ с переходной орбиты на ГСО:

Этап 1 – увеличение высоты перигея до величины, где возможен полет ИСЗ с работающей ЭРДУ. На этот этап отведено 2 витка. ЭРДУ включаются на доразгон, на участках где эффективность увеличения перигея не менее 60 - 70%. В конце второго витка высота перигея переходной орбиты достигает 1000 км (рис. 1.2).

Этап 2 – поворот плоскости орбиты исходного наклона ($i = 52^{\circ}$) до совпадения с экваториальной плоскостью ($i = 0^{\circ}$). На этом этапе тяга ЭРДУ направлена перпендикулярно плоскости переходной орбиты в направлении

уменьшающем величину наклона орбиты. По результатам расчетов определено, что энергетически выгодно включить ЭРДУ в диапазоне $\pm 30^\circ$ истинной аномалии относительно точки апогея ($\vartheta = 150^\circ \div 210^\circ$). Решение задач второго этапа происходит при движении ИСЗ в течение 29 витков. Затем необходимо перейти к решению задач третьего этапа.

3 этап – одновременное увеличение высоты перигея и снижения высоты апогея до высоты ГСО, т.е. перевод ИСЗ на ГСО. Для решения этой задачи ЭРДУ включаются на доразгон в районе апогея и на торможение в районе перигея. Продолжительность участков работы ЭРДУ задается величиной эффективности изменения параметров орбиты.

При решении задачи оптимизации управления ЭРДУ были рассмотрены коэффициенты эффективности в следующих диапазонах:

- коэффициент увеличения высоты перигея от 60% до 90%,
- коэффициент уменьшения высоты апогея от 60% до 80%.

На перевод ИСЗ с первоначальной переходной высокоэллиптической орбиты на ГСО требуется 145 суток.

При более экономном расходовании рабочих запасов ксенона время перехода увеличивается. Экономия 1 кг ксенона соответствует увеличению времени перехода на 3-4 суток.

Для управления полетом спутника с РБ используются технические средства из состава существующего наземного автоматизированного комплекса управления Российской Федерации.

В состав НКУ входят центр управления полетом, технические средства наземных измерительных пунктов, а также существующая система связи и передачи данных.

ЦУП предлагается создавать на базе средств НПО машиностроения, или на условиях аренды на объекте 413 МО (г. Краснознаменск) или в ЦНИИМАШ (г. Королев).

Для непосредственного управления используются технические средства наземных измерительных пунктов, размещенных в городах Санкт-Петербург, Щелково, Малоярославец, Енисейск, Улан-Уде, Комсомольск-на-Амуре, Уссурийск.

2. Двигательная установка

Двигательная установка предназначена для выведения ИСЗ «Руслан-ММ» с промежуточной на геостационарную орбиту, стабилизации в процессе выведения и коррекции орбиты ИСЗ в процессе функционирования на орбите.

В ДУ установлены 8 стационарных плазменных двигателей М70, разработанных ОКБ "Факел".

Основным требованием к двигательной установке является время функционирования, которое должно быть не менее 10 лет, что соответствует для рассматриваемой ДУ ресурсу одного двигателя от 3900 до 4100 часов и около 4500 включений.

По данным НИИ прикладной механики и электродинамики Московского государственного авиационного института, сообщенным в рабочем порядке на заседании проблемного совета № 5 НТС РКА 20 марта 1997 года, к настоящему времени двигатель М70 имеет ресурс 5000 часов и 6000 включений.

Двигатели М70 устанавливаются на поворотных платформах. Поворот двигателей обеспечивает стабилизацию и ориентацию ИСЗ во время их работы как на участке перехода с промежуточной орбиты на геостационарную, так и на рабочей орбите..

По данным ОКБ "Факел" двигатели М70 прошли полный объем отработки и с 1982 года эксплуатируются в составе ИСЗ различного назначения. В настоящее время проектируется их использование на спутниках "Север" (разработка НПО прикладной механики) и "Ямал-100" и "Ямал-200" (разработка РКК "Энергия").

3. Система управления движением

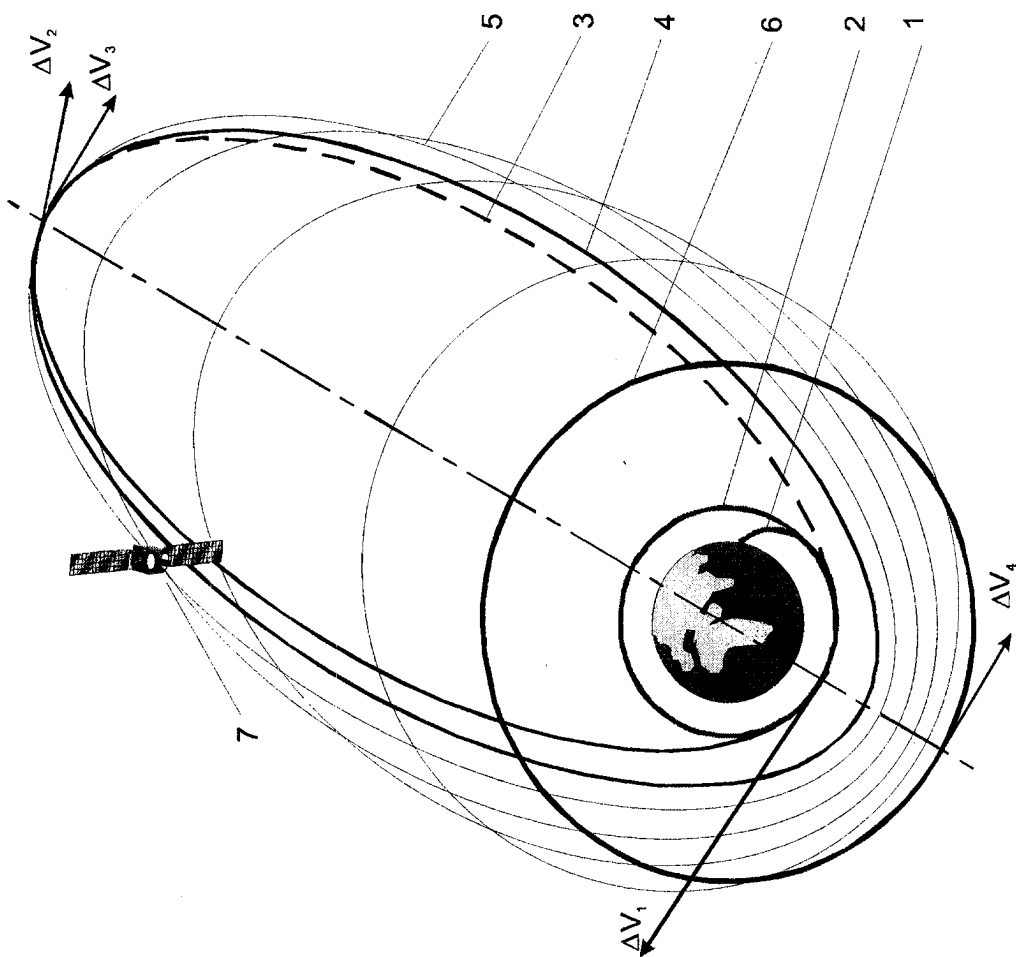
3.1. Назначение и основные требования.

Система управления движением (СУД) предназначена для управления движением спутника (ИСЗ) с разгонным блоком (РБ) на опорной орбите и управления движением спутника на переходных орбитах и на геостационарной орбите.

СУД должна обеспечить:

- демпфирование угловых скоростей спутника с РБ и без РБ;
- ориентацию и угловую стабилизацию спутника относительно требуемой системы координат с погрешностью (3σ) не более:
 - 6 угл. минут для спутника относительно орбитальной системы координат (ОСК) на геостационарной орбите;
 - 15 угл. минут для спутника с РБ или без РБ на опорной и переходных орбитах относительно ОСК или относительно инерциальной системы координат (ИСК) с учетом программных углов при выдаче разгонных импульсов тяги;
 - 60 угл. минут для спутника относительно ОСК или солнечной системы координат в интервалах между выдачами разгонных импульсов тяги;
 - восстановление орбитальной ориентации в случае ее нештатной потери или планового нарушения.

ВЫВЕДЕНИЕ СПУТНИКА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ



- 1 - участок выведения на опорную орбиту
- 2 - опорная орбита ($H_{кр} = 170 \text{ км}$, $i = 52^\circ$)
- 3 - переходная орбита ($H_{\pi} = 170 \text{ км}$,
 $H_{\alpha} = 100\,000 \text{ км}$, $i = 52^\circ$, ΔV_1)
- 4 - переходная орбита ($H_{\pi} = 1000 \text{ км}$,
 $H_{\alpha} = 100\,000 \text{ км}$, $i = 0^\circ$, ΔV_2)
- 5 - переходная орбита ($H_{\pi} = 35800 \text{ км}$,
 $H_{\alpha} = 100\,000 \text{ км}$, $i = 0^\circ$, ΔV_3 , ΔV_4)
- 6 - геостационарная орбита
- 7 - спутник связи

Рис. 1.2

Выведение спутника «Руслан ММ» массой 620 кг осуществляется РН «Стрела».

Датчиковая аппаратура для управления спутником и РБ устанавливается на спутнике.

Управление связкой спутника с РБ осуществляется с помощью исполнительных органов, установленных на РБ, и с помощью двигателей-маховиков и ЭРД, установленных на спутнике.

Срок активной эксплуатации спутника 10÷12 лет.

Управление движением центра масс спутника с РБ и без РБ осуществляется по информации аппаратуры АПСН и НКУ.

3.2. Принципы построения системы.

Структурно СУД содержит:

систему орбитальной ориентации, включающую контуры астроинерциальной системы, контур коррекции гиросприбора ориентации по датчикам Солнца и Земли и контур коррекции гиросприбора ориентации по датчику Земли;

систему маховичной угловой стабилизации с разгрузкой маховиков с помощью ЭРД;

Система угловой стабилизации может также работать без маховиков при задействовании только ЭРД спутника и ДУ РБ в режимах демпфирования угловых скоростей после расцепки с РН и РБ, а также в режиме восстановления ориентации и в резервном режиме угловой стабилизации.

В состав аппаратуры системы ориентации входят гиросприбор ориентации, астродатчики, датчик Солнца, ИК-вертикаль и ЦВМ, которая также входит в состав БВК.

При нормальной ориентации спутника на геостационарной орбите гиросприбор ориентации, корректируется сигналами ИК-вертикали, по крену и тангажу и сигналами датчика Солнца по курсу, обеспечивая требуемую точность ориентации.

4. Бортовой вычислительный комплекс.

4.1. Назначение бортового вычислительного комплекса.

БВК предназначен для обеспечения решения всех задач, возлагаемых на БКУ, для чего должен обеспечивать:

- обмен информацией с КИК на всех этапах наземных отработок;
- прием, хранение и отработку рабочих программ, принятых с НКУ;
- обеспечение предстартовых проверок и участка выведения;
- управление бортовой аппаратурой;
- диагностику состояния бортовой аппаратуры по данным от телеметрической системы и параметров, поступающих в БВК;
- организацию сеанса с АПСН и прием данных от АПСН;
- решение задач в контуре системы управления движением;
- расчет и проведение импульса коррекции;

- ведение бортовой шкалы времени;
- организацию сеансов связи с НКУ;
- проведение тестирования собственной работоспособности;
- сброс диагностической информации на НКУ через обратный канал БА-КИС или через радиоканал БСС;
- прием с НКУ новых программных модулей, хранение и исполнение их;
- проведение сверки бортовой шкалы времени с НКУ или АПСН.

4.2. Характеристики БВК.

Для обеспечения заданного срока активного существования 10÷12 лет БВК строится по трехканальной схеме на основе высоконадежных плат американской фирмы OCTAGON SYSTEMS. Требуемым техническим характеристикам отвечает бортовой контроллер разработки РНИИ КП. Общая масса БВК (на основе бортового контроллера) без учета массы рамы для защиты от естественной радиации 11 кг и объем 20 л. При применении защитной рамы масса БВК увеличится примерно на 30%. Тактовая частота процессора 25 МГц, потребление БВК составляет 16 ватт.

5. Командно-измерительная система.

В качестве БА КИС предлагается использовать аппаратуру народно-хозяйственного назначения типа ЦА 907 разработки РНИИ КП, г. Москва.

Основные технические характеристики.

1. Масса аппаратуры ЦА 907 (без АФУ) с рамой - 55 кг.

При уточнении размещения на спутнике и построения его БКУ масса аппаратуры может быть снижена до 50 кг.

В настоящее время в РНИИ КП проводятся работы по разработке бортовой аппаратуры на современной элементной базе (в том числе и с использованием зарубежной элементной базы). Масса БА КИС, разработку которой предполагается завершить испытаниями опытных образцов в 1998-99 годах, будет составлять 30-40 кг.

2. Число команд в системе:

напряжения 27 В – 214;

в виде кодовых сигналов – 255.

6. Система электропитания.

Все составные части СЭП разрабатываются для установки их вне гермоконтейнера.

По функциональному назначению СЭП делится на следующие составные части:

- 1) батарея солнечная (БС);
- 2) батарея химических аккумуляторов (БХА);
- 3) аппаратура управления и контроля энергии (АУКЭ);
- 4) межблочная кабельная сеть (МКС);
- 5) аппаратура управления БС

Основные параметры СЭП получены в результате расчетов для работы 4-х ЭРД.

Анализ циклограмм энергопотребления позволяет выделить три характерных уровня:

1) энергопотребление БКУ при предстартовой подготовке и на участке выведения на опорную орбиту в течение 2 часов – 160 Вт;

2) энергопотребление на переходных орбитах в течение 145 суток – 2840 Вт;

3) энергопотребление на ГСО (типовые сутки):

 постоянное на освещенных участках орбиты – 1110 Вт,

 постоянное на теневых участках орбиты – 900 Вт,

 дополнительное – включение одного ЭРД только на освещенных участках орбиты с мощностью потребления 670 Вт два раза в сутки по 70 минут каждое.

Вся кооперация создания СЭП на НПО машиностроения сложилась в основном с начала создания ИСЗ “Алмаз”, и имеет опыт создания СЭП для других космических систем.

7. Разгонный блок

Ракетный двигатель твердого топлива предназначен для использования в качестве разгонного блока для вывода на околоземную орбиту спутников связи.

Технические решения, используемые в конструктивно-компоновочной схеме двигателя, прошли полный объем наземных и летных испытаний.

Конструктивно-компоновочная схема двигателей (рис. 7.1) включает:

- корпус из органопластика с заливным зарядом твердого топлива марки НИУП класса безопасности 1.3;

- систему запуска и предохранения от несанкционированного запуска ;

- стационарное сопло, обеспечивающее высокий удельный импульс при относительной степени расширения $d_a/d_{кр} = 8$.

Крепление отделяемых блоков осуществлено пироболтами, исключаящими выброс осколков и газов при их срабатывании. Масса каждого пироболта ~0,5 кг.

Каждый двигатель после установки и центровки изделия в целом имеет возможность осуществлять наводку вектора тяги в центр масс.

Основные характеристики и габаритные размеры двигателя представлены на рис. 14.1.

Предполагаемая кооперация разработчиков и изготовителей:

- корпуса РДТТ с соплом – НПО «Искра»;

- пироболты – НПО машиностроения;

- заряды и воспламенители – Федеральный центр двойных технологий «Союз».

8. Кооперация основных исполнителей

В разработке систем и агрегатов МКА принимали участие ряд ведущих предприятий: НИИ Электромеханики», ИКИ, НПО «Факел», РНИИ КП, НПО «Искра» (г. Пермь), имеющие большой опыт и задел по созданию изделий для космической техники.

Small Spacecraft on the Basis of a Universal Platform
and System Development Heritage of NPO Mashinostroyenia
and the Subcontractor Network

Victor Ivashin
NPO Mashinostroyenia
33 Gagarin Street, Reutov, Moscow region 143952
Fax: (095) 302-20-01, (095) 528-30-18

Introduction

The following materials present the results of the work on defining basic characteristics of a small communication spacecraft *Ruslan-MM*.

1. Small communication spacecraft (SSC)

1.1. Composition of the spacecraft.

The satellite includes:

- a body
- an onboard communication system (OBCS)
- an onboard control complex (OBCC)
- a propulsion plant (PP)
- a power supply system
- a thermal control system (TCS).

The onboard control complex includes the following systems:

- an onboard computer complex (OCC)
- a motion control system (MCS)
- onboard equipment of the command and measuring system (OBE CMS)
- a telemetry system
- satellite navigation user equipment (SNUE)
- onboard automatics equipment.

A specific feature of the satellite is the propulsion plant based on the use of electric rocket engines (ERE) and xenon as a working medium. The power supply systems serves as a source of energy to ERE.

ERE are characterized by a high specific impulse ($\sim 1,500$ s) and small mass. The thrust of ERE M-70 (Fakel Design Bureau) is 4 grams.

The propulsion plant is used for imparting additional acceleration in order to put the satellite to the geostationary orbit (GSO), to correct its position in the orbital slot and to control its attitude.

The power supply system includes:

- a solar panel/battery
- a Ni-H chemical storage battery
- control relays.

The solar panels are fitted out with silicon-based photovoltaics.

The thermal control system uses heat pipes.

1.2. SSC design.

Structurally, the satellites are divided into two parts: a universal space platform (USP) with service systems, and a replaceable payload module (onboard communication system).

The communication satellite has a shape close to that of a cube. A body presenting a truss structure is a basis of the satellite. A large-diameter tube that serves as a body for the instrument compartment is located in the center of the body. Besides that, the tube houses a xenon tank that forms part of the propulsion plant. The onboard system elements are mounted on the outer surface of the satellite.

Removable panel assemblies with onboard repeater equipment are mounted on the "southern" and "northern" faces of the body (face names are related to their orientation during a standard flight on GSO). Solar panels of the power supply system are located on the outer surface of these panel assemblies. The panels are provided with radiation heat exchangers (RHE) of the satellite's thermal control system. The C-band receiver and transmitter are located respectively on the "eastern" and "western" faces.

The IR vertical, the star-tracking sensor and the solar sensor that form part of the motion control system, antennas of the repeater and the Ku-band beacon, satellite navigation user equipment, a part of antenna arrays of the onboard equipment of the command and measuring system (OBE CMS) are located on the "earth" face. Two wide-beam OBE CMS antenna arrays are located on the "anti-earth" face.

A general view of the satellite is shown in Fig.1.1.

1.3. Basic SSC specifications.

Basic data of the onboard repeaters of three Ruslan-MM satellites (taken together) are given in Table 1.1. Basic data on the satellite itself are given in Table 1.2. The satellite mass budget is given in Table 1.3.

Table 1.1.

Specification	Repeater	
	C-band	Ku-band
Number of transponders	14	22
TWT power, W	15	20
Number of channels (64 Kbit/s)	8,960	14,080
Mass of OBCS (with antenna arrays)	125.0	
Power consumption, W*)	950	

*) For one satellite

Table 1.2

Specification	Value
Satellite mass on the transfer orbit, kg	620
Satellite mass on GSO, kg	520
Payload mass, kg	125
Power of the power supply system during operation of the propulsion plant with ERE on the transfer orbit, W	3,250
Time required to put the satellite onto GSO, days	145
Accuracy of maintaining orbit parameters in latitude and longitude	$\pm 0.1^\circ$
Orientation and stabilization accuracy in three axes	$\pm 0.1^\circ$
Lifetime	10 years
Operational orbit	geostationary
Launch vehicle	Strela + boost stage

Table 1.3

Description	Mass, kg
Satellite on the transfer orbit	620
Satellite on GSO	520
Onboard communication system	125
Thermal control system	80
Onboard control complex	100
Dry propulsion plant	75
Power supply system	110
Onboard cable network	10
Xenon including xenon for orbit correction	120
	20
Fully assembled satellite without xenon	500

In order to implement the above satellite specifications, it is necessary:

- to use modern equipment and structural elements
- to use spin stabilization during operation of the boost stage which will allow to exclude a swivel nozzle, an onboard power source, actuators, thus considerably reducing the stage mass.

RUSLAN-MM COMMUNICATION SATELLITE

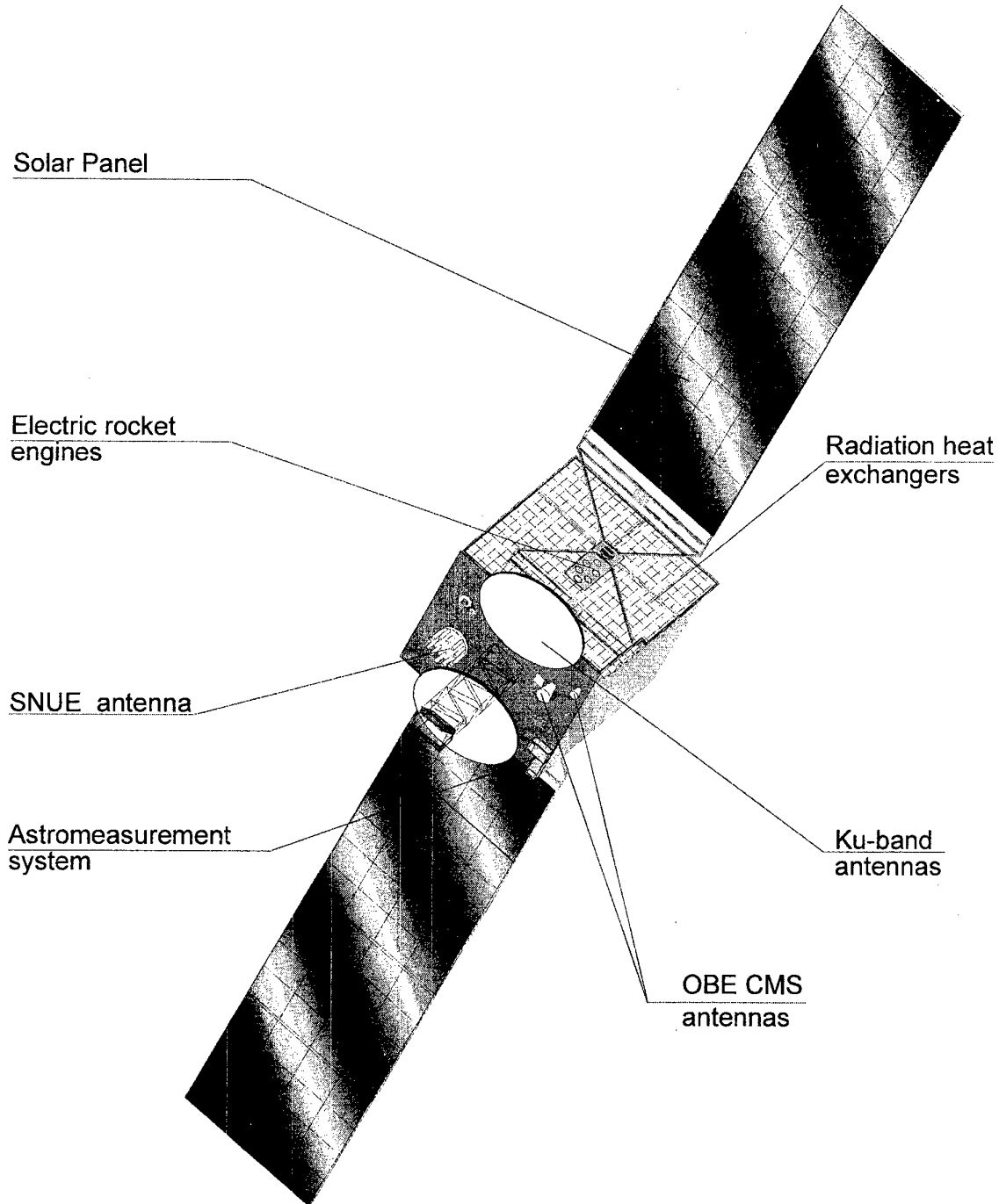


Fig. 1.1

1.4. Putting SSC onto the geostationary orbit.

Putting the communication satellite (Ruslan-MM) onto the geostationary orbit from the Svobodny Cosmodrome by the Strela launch vehicle being created on the basis of the RS-18 ballistic missile consists of the following phases:

- a phase of operation of the 1st and the 2nd stage PP and autonomous instrument unit PP which enables putting a cluster of the satellite and the boost stage (BS) to a reference orbit. Strela LV lifting capacity allows to put a cluster of the satellite and BS having a mass of 2,100 kg to a circular reference orbit with an altitude of 170 km and inclination of 52° ;
- a phase of a stabilized passive flight of the cluster on the reference orbit till its crossing with the equatorial plane, preferably during the second crossing on the ascent leg;
- a phase of satellite transition to a highly elliptical transfer orbit with the following parameters:

$$\begin{aligned}H_{\pi} &= 170 \text{ km} \\H_{\alpha} &= 100,000 \text{ km} \\i &= 52^\circ\end{aligned}$$

The perigee and apogee points of the transfer orbit lie in the points of its crossing with the equatorial plane.

Transition of the satellite to a highly elliptical transfer orbit is performed by the solid-propellant boost stage. Its engine imparts velocity acceleration 2,909 m/s (from 7,806 m/s to 10,715 m/s), which corresponds to the velocity in perigee of the preset highly elliptical transfer orbit. After the boost stage PP is shut off, the satellite separates from the boost stage and starts its motion along the transfer orbit. The satellite mass at this moment is 620 kg. The satellite includes an electric rocket propulsion plant (ERPP) needed for transition from the highly elliptical transfer orbit to the geostationary orbit. The amount of xenon for ERPP is 100 kg. The electric rocket propulsion plant includes four simultaneously operating EREs M70 with a thrust of each equal to 0.004 kg and $R_{\text{spec}} = 1,510 \text{ s}$.

The following sequence of the phases for transition of the satellite from a reference orbit to GSO is proposed:

Step 1: Increase of perigee to a value where a flight of the satellite with operating ERPP is possible. Two revolutions are allocated to this phase. ERPP is ignited for boosting, at phases where efficiency of the perigee increase is not less than 60-70. At the end of the second revolution the perigee altitude of the transfer orbit will be 1,000 km (Fig. 1.2).

Step 2: Turn of the orbit plane with initial inclination of 52° until it coincides with the equatorial plane ($i=0^\circ$). At this step, ERPP thrust is directed normal to the transfer orbit plane in the direction that decreases orbit inclination. It has been calculated that, from the point of view of energy consumption, it is preferable to ignite ERPP in the range of

$\pm 30^\circ$ of the true anomaly with respect to the apogee point ($\vartheta = 150^\circ \div 210^\circ$). The second step will be completed in 29 revolutions of the satellite.

Step 3: Simultaneous increase of perigee altitude and decrease of apogee altitude to GSO altitude, i.e. satellite transition to GSO. To solve this task, ERPP will be ignited to boost the satellite in the vicinity of apogee and to decelerate it in the vicinity of perigee. Duration of the phases where ERPP will operate is determined by the efficiency of orbit parameters change.

The following ranges of efficiency coefficients were considered in the process of solving the task of optimizing ERPP control:

- a coefficient of perigee altitude increase from 60% to 90%,
- a coefficient of apogee altitude decrease from 60% to 80%.

It will take 145 days to transfer the satellite from the initial highly elliptical transfer orbit to GSO.

With more economical consumption of xenon, transfer time will increase. Economy of 1 kg of xenon corresponds to increase of transfer time by 3 to 4 days.

2. Propulsion plant

The propulsion plant is designed to transfer the Ruslan-MM satellite from an interim to the geostationary orbit, to stabilize it in the process of transfer and to correct the satellite orbit in the process of its functioning.

The propulsion plant has eight M70 stationary plasma engines designed at the Fakel Design Bureau.

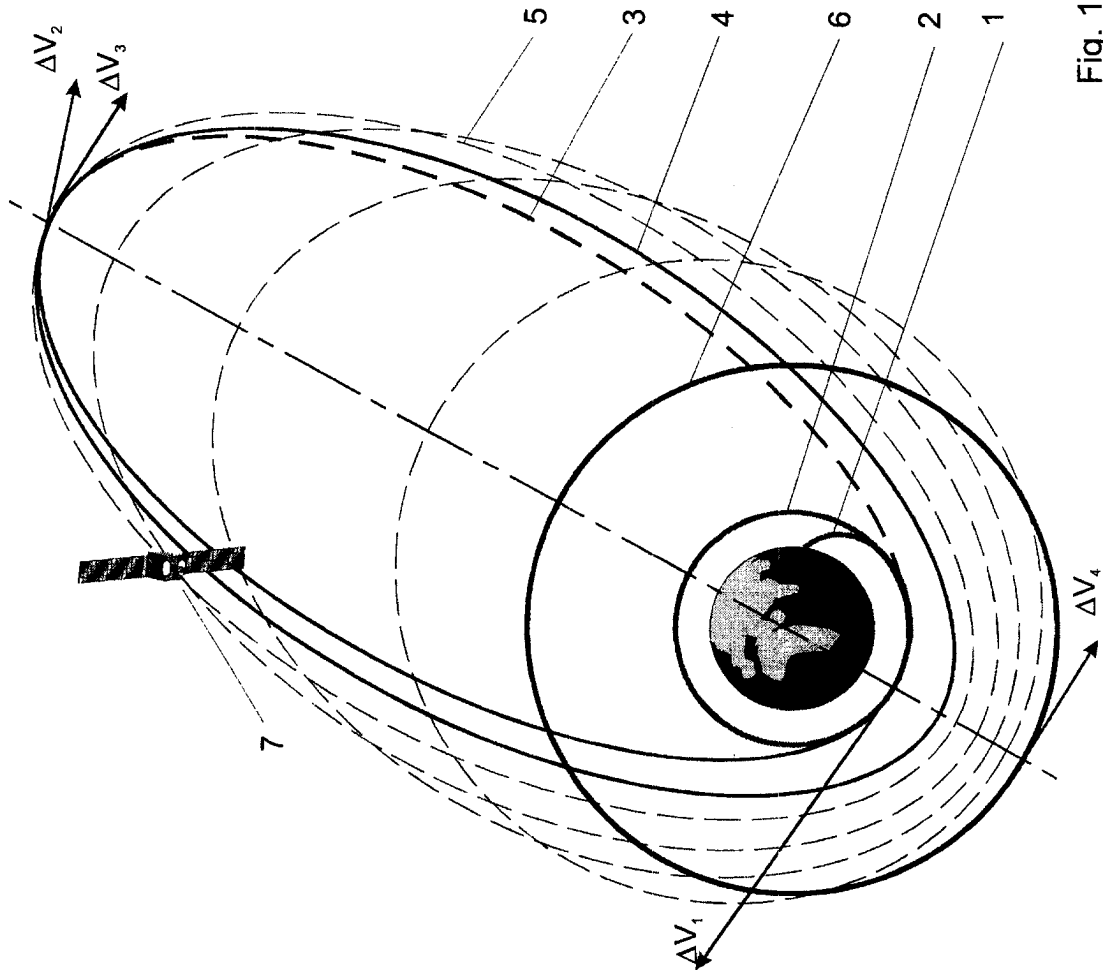
The main requirement to the propulsion plant is functioning time that should be not less than 10 years which corresponds, for the propulsion plant under consideration, to the lifetime of one engine from 3,900 to 4,100 hours and about 4,500 ignitions.

According to the data of the Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of the Moscow State Aviation Institute disclosed at the meeting of the problems council No.5 on March 20, 1997, currently the M70 engine has a lifetime of 5,000 hours and 6,000 ignitions.

The M70 engines are mounted on turnable platforms. The turn of the engines ensures satellite stabilization and orientation during their operation both at the phase of transfer from the interim orbit to GSO and on the working orbit.

According to the data presented by Fakel, M70 engines have undergone a full cycle of tests and since 1982, they have been used on different satellites. Currently, they are planned to be used on such satellites as Sever (developed by NPO of Applied Mechanics) and Yamal-100 and Yamal-200 (developed by the Russian Space Corporation Energia).

PUTTING THE SATELLITE TO THE GEOSTATIONARY ORBIT



- 1 - phase of putting to a reference orbit
- 2 - reference orbit ($H_{circ} = 170 \text{ km}$, $i = 52^\circ$)
- 3 - transfer orbit ($H_{\pi} = 170 \text{ km}$, $H_{\alpha} = 100\,000 \text{ km}$, $i = 52^\circ$, ΔV_1)
- 4 - transfer orbit ($H_{\pi} = 1000 \text{ km}$, $H_{\alpha} = 100\,000 \text{ km}$, $i = 0^\circ$, ΔV_2)
- 5 - transfer orbit ($H_{\pi} = 35800 \text{ km}$, $H_{\alpha} = 100\,000 \text{ km}$, $i = 0^\circ$, ΔV_3 , ΔV_4)
- 6 - geostationary orbit
- 7 - communication satellite

Fig. 1.2

3. Motion control system

3.1. Designation and basic requirements.

The motion control system (MCS) is designed to control the motion of the satellite with the boost stage on the reference orbit and to control its motion on transfer orbits and on the geostationary orbit.

MCS must provide:

- damping of angular velocities of the satellite with and without the boost stage (BS);
- orientation and angular stabilization of the satellite relative to the required coordinate system with an error (3σ) not more than:
 - 6 angular minutes for the satellite with respect to the orbital coordinate system (OCS) on the geostationary orbit;
 - 15 angular minutes for the satellite with or without BS on the reference and transfer orbits with respect to OCS with consideration to programmed angles during generation of acceleration thrust impulses;
 - 60 angular minutes for the satellite with respect to OCS or the solar coordinate system in the intervals between generation of acceleration thrust impulses;
- restoration of the orbital orientation in the event of its non-standard loss or planned violation.

The Ruslan-MM satellite with a mass of 620 kg will be launched by Strela LV.

Sensors required to control the satellite and BS are mounted on the satellite.

The cluster of the satellite and BS is controlled by actuators mounted on BS and by flywheel engines and ERE mounted on the satellite.

The satellite lifetime is $10 \div 12$ years.

Control of the satellite center of masses motion with or without BS is performed based upon information from the satellite navigation user equipment and ground control complex.

3.2. Principles of the system building.

Structurally MCS includes:

- an orbital orientation system that includes loops of the astroinertial system, a loop of correction of the gyro device of orientation by sensors of the Sun and the Earth, and a loop of correction of the gyro device of orientation by the sensor of the Earth;
- a flywheel angular stabilization system with flywheel unloading with the help of ERE.

The angular stabilization system can also function without flywheels using only the satellite ERE and BS PP in the modes of damping of angular velocities after separation from the LV and BS as well as in the mode of restoration of orientation and in the standby mode of angular stabilization.

The set of equipment of the orientation system includes a gyro device of orientation, star-tracking sensors, a sun sensor, an IR vertical and a computer that also forms part of the onboard computer complex.

With normal orientation of the satellite on the geostationary orbit, the gyro device of orientation is corrected in roll and in pitch by signals from the IR vertical and in course by signals from the sun sensor, thus providing required orientation accuracy.

4. Onboard computer complex

4.1. Designation of the onboard computer complex.

OCC is designed for helping the onboard control complex in solution of its tasks. To do that, it must provide:

- data exchange with the command and measurement complex (CMC) at all phases of ground tests and checks;
- reception, storage and execution of working programs received from the ground control complex (GCC);
- pre-launch checkouts and the boost phase;
- control of the onboard instruments/equipment;
- diagnostics of the onboard equipment/instruments state by the data from the telemetry system and parameters coming into OBCC;
- organization of a communication session with the satellite navigation user equipment (SNUE) and data reception from SNUE;
- calculation and execution of the correction impulse;
- keeping the onboard time;
- organization of communication sessions with GCC;
- self-testing;
- downlinking diagnostic data to GCC through the return channel of the onboard equipment of the command and measuring system (OBE CMS) or through the radio channel of the onboard communication system (OBCCS);
- reception from GCC of new program modules, their storage and execution;
- checking the onboard time with GCC or SNUE.

4.2. OBCC characteristics.

In order to ensure its lifetime of $10 \div 12$ years, OBCC is built using a three-channel scheme on the basis of highly reliable boards manufactured by OCTAGON SYSTEMS. The onboard controller developed by RNII KP meets the required specifications. The total mass of OBCC (on the basis of the onboard controller) without the mass of the frame for protection against natural radiation is 11 kg and the volume is 20 l. If a protective frame is used, the OBCC mass will increase by about 30%. The processor clock frequency is 25 MHz, its power consumption is 16 W.

5. Command and measurement system

It is proposed to use general purpose equipment of the type IQA 907 developed by RNII KP, Moscow as OBE CMS.

Basic specifications.

1. Mass of IQA 907 equipment (without an antenna feeder device) with a frame is 55 kg.

In finalizing arrangement of OBE CMS on the satellite and building its OBCC, the equipment mass can be brought down to to 50 kg.

Currently, RNII KP is developing onboard equipment using modern components (foreign chips). The development phase and tests are planned to be completed in 1998-99. OBE CMS mass will be 30-40 kg.

2. Number of commands in the system:

- in the form of 27V voltage - 214;
- in the form of coded signals - 255.

6. Power supply system.

All PSS component parts are developed to be mounted outside the pressurized container.

Functionally, PSS is divided into the following basic parts:

- 1) a solar panel (SP);
- 2) a chemical storage battery;
- 3) power control equipment;
- 4) inter-unit cable network;
- 5) SP control equipment

Basic PSS parameters have been obtained as a result of calculations for operation of four ERE.

Analysis of consumption cyclograms allows to identify three characteristic levels:

- 1) OBCC power consumption during pre-launch preparation and boost phase during two hours - 160 W;
- 2) power consumption on transfer orbits during 145 days - 2,840 W;
- 3) power consumption on GSO (a typical day):
 - constant consumption on illuminated parts of the orbit - 1.110 W,

- constant consumption on shaded parts of the orbit - 900 W,
- additional consumption, i.e. ignition of one ERE, only on illuminated parts of the orbit with power consumption 670 W twice a day, 70 minutes each time.

The subcontractor network for PSS creation basically was formed when the Almaz program started, and it has experience in PSS creation for other space systems.

7. Boost stage

A solid-propellant rocket motor (SPRM) used as a boost stage to put communication satellites to the Earth orbit.

Technical solutions used in the motor design and configuration have been fully ground and flight tested.

The design and configuration schematic of the motor includes:

- a body made of organoplastic with a solid-propellant charge, brand NIUP, safety class 1.3, poured into it;
- a system of ignition and prevention of non-authorized ignition;
- a stationary nozzle that provides high specific impulse with relative degree of expansion $d_a/d_{cr} = 8$.

Separable units are fixed by pyro bolts (four bolts) that contain fragments and gases after actuation. The mass of each pyro bolt is ~ 0.5 kg.

Each motor has, after mounting and satellite centering, a possibility of directing the thrust vector into the center of masses.

Basic specifications and dimensions of the motor are given in Fig. 14.1.

The proposed subcontractors include, in particular:

- SPRM bodies with a nozzle - NPO Iskra;
- pyro bolts - NPO Mashinostroyenia;
- charges and igniters - Federal Center of Dual-Purpose Technologies "Soyuz".

8. Main subcontractors

A number of leading enterprises took part in development of SSC systems and assemblies: Research Institute of Electromechanics, Institute of Space Research (IKI), NPO Fakel, RNII KP, NPO Iskra of Perm that have big experience and technological heritage in creation of spacecraft and their components.

АНАЛИЗ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ СИСТЕМ ПЕРСОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ, СОДЕРЖАЩИХ РАЗЛИЧНЫЕ ТИПЫ РЕТРАНСЛЯТОРОВ

Г.И.Тузов

ЦНИИмаш

141070, г.Королев, Московская область,

ул. Пионерская, д.4; тел. (095) 513-44-42.

Факс: (095) 251-14-96

Введение. Начальный этап развития низкоорбитальных систем персональной спутниковой связи (НСПСС) завершается развертыванием двух первых систем - "Iridium" и "Globalstar". Это событие заставляет переосмыслить перспективы создания новых систем подобного класса. Представляется, что конкурентоспособность НСПСС, создаваемых в поздние сроки, может быть достигнута только за счет более высоких потребительских качеств и высокой рентабельности, что будет достигнуто в результате внедрения оригинальных технологий и новых научно-технических идей и принципов (НОУ-ХАУ). Понимая это, мы за последние годы получили четыре Российских патента, Европатент и патент США, которые были удостоены двух Золотых медалей на Брюссельской выставке лучших изобретений мира.

Целью доклада будет сопоставление по помехоустойчивости и необходимому уровню мощности передатчика абонентского терминала (АТ), определяющего экологическую безопасность абонентов, двух вариантов НСПСС, использующих разные типы ретрансляторов (РТР):

- прозрачный РТР (прототип системы "Globalstar");
- РТР с синхронной обработкой на борту сигналов от всех АТ (прототип системы, реализованной по патентам).

В этих вариантах НСПСС используется кодовое уплотнение, что обеспечивает адекватность сравнения. Остановимся на наиболее эффективных видах помех. Для НСПСС с прозрачным ретранслятором на интермодуляционных (ИМ) помехах, возникающих на нелинейностях ретранслятора, а для НСПСС с обра-

боткой сигналов на борту - на шумовых помехах, учитывая линейность тракта обработки сигналов в диапазоне (40÷60) дБ.

Результаты анализа. Для систем с прозрачным РТР запишем процесс на входе РТР (рис.1)

$$S(t) = S_k(t) + S_j(t) + S_n(t) + n_i(t), \quad (1)$$

где: $S_k(t)$ - полезный сигнал k -го абонента;

$S_j(t)$ - активная помеха;

$S_n(t) = \sum_{\substack{i=1 \\ i \neq k}}^N S_i(t)$ - все сигналы абонентов связи, кроме k -го;

$n_i(t)$ - флуктуационный шум.

В результате сложных преобразований запишем окончательное выражение для вероятности ошибки на один бит информации (ВОБ) [1]

$$P_e = \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \Phi \left\{ \left(\frac{2E_\delta}{v_s} \right)^{1/2} [1 - I_p \times \alpha \cos \gamma] \right\} d\gamma \quad (2)$$

где: E_δ - энергия на бит; $I_p = A_j / A_k$ - отношение амплитуд наиболее сильной ИМ составляющей и k -го сигнала на выходе РТР, v_s - эквивалентный шум;

$\alpha = \sin \Omega T_c / \Omega T_c$; $\Omega = \Omega_j - \Omega_k$; T_c - длительность символа информации, Ω_j, Ω_k - частоты помехи и k -го сигнала.

$$\Phi(x) = [1 / (2\pi)^{1/2}] \int_{-\infty}^{\infty} \exp[-y^2 / 2] dy$$

На рис.2 построены зависимости $P_e = f(A_j / A_k)^2$ для нескольких значений $q = E_\delta / v_s$,

из рассмотрения которых следует, что при $I_p \geq (0,2 \div 0,5)$ качество выделения информации резко ухудшается, независимо от числа элементов кодовой последовательности (или базы $B=2FT$ сигнала).

Уже при $(P_j / P_k) \geq 9$ дБ. ВОБ падает до $P_e \geq (10^{-2} \div 10^{-1})$, что свидетельствует о практически полном подавлении информационного канала.

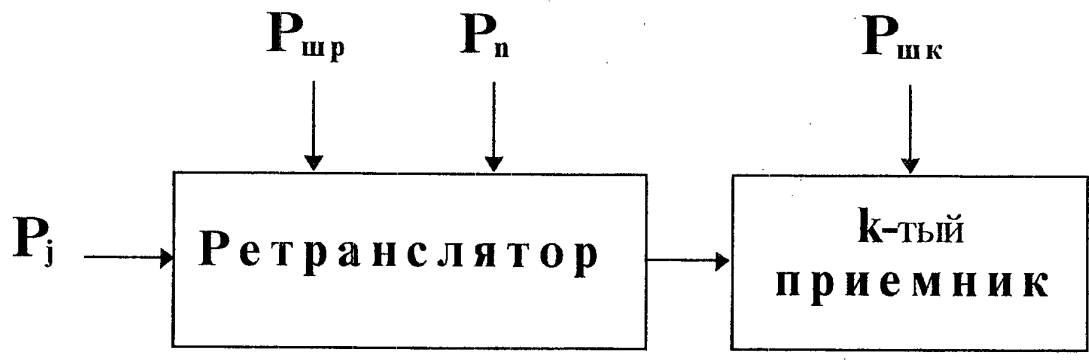


Рис. 1

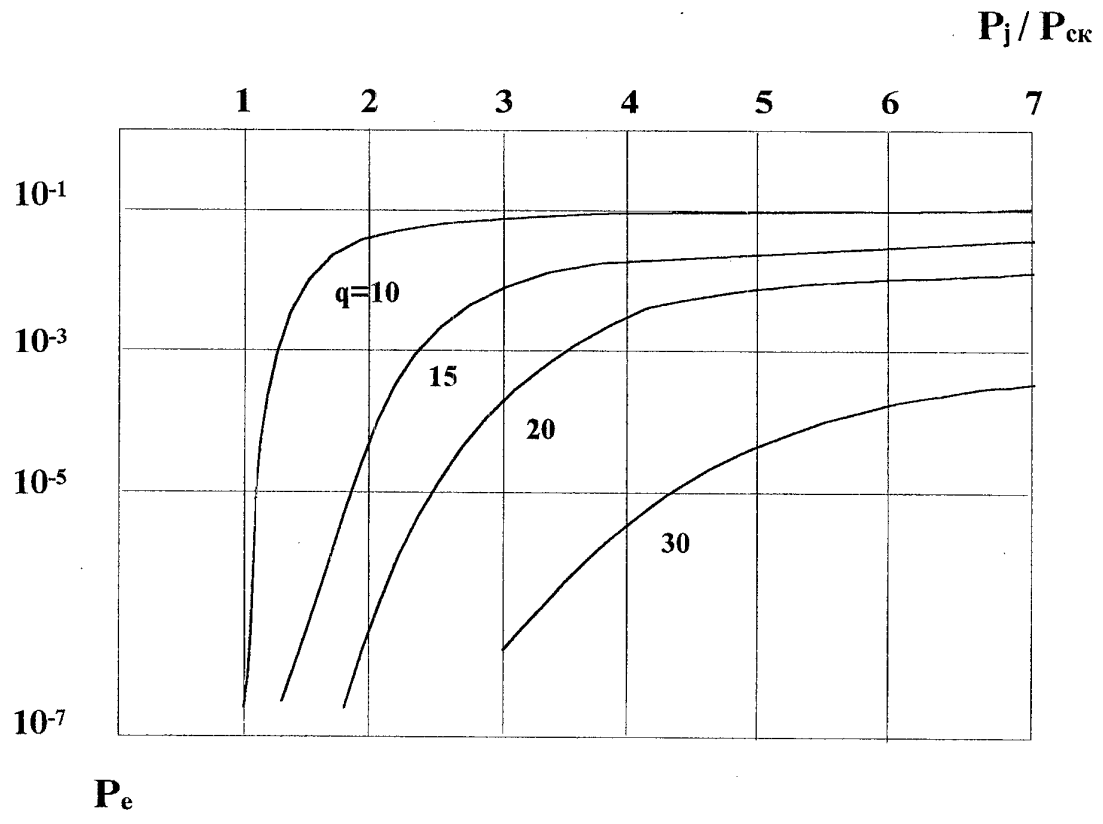


Рис. 2

Однако возможно формирование еще более энергетически эффективных прерывистых ИМ помех, которые целесообразно применять как для подавления одиночных каналов, так и всех каналов, размещенных в стволе РТР. Так, в стволе РТР системы "Globalstar" может быть размещено от 20 до 57 каналов.

Средняя вероятность ошибки на бит (СВОБ) будет равна

$$P_e = \frac{1}{Q} \left[1 - \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} F \left\{ \left(\frac{2E_s}{v_e} \right)^{1/2} (1 - I_p \alpha \cos \varphi) \right\} d\varphi \right], \quad (3)$$

где Q - скважность прерывистой помехи.

Оптимальное значение скважности помех равно

$$Q_{opt} \cong 0,03(BP_c / P_{jcp}), \quad (4)$$

где P_{jcp} - средняя мощность помехи.

На рис.3 приведены зависимости, характеризующие помехоустойчивость канала (каналов) при прерывистых ИМ помехах.

Энергетический выигрыш прерывистой ИМ помехи относительно непрерывного анализа меняется в диапазоне (10÷40) раз.

Однако проведенный анализ не затрагивал влияния ИМ помех на канал синхронизации, что объясняется трудностями получения аналитических результатов в замкнутой форме. Нами были проведены большие экспериментальные исследования, которые свидетельствуют об исключительно сильном влиянии ИМ помех на качество работы каналов синхронизации, включая полную потерю синхронизации, когда $P_e \approx 0,5$. Поэтому проведенный аналитический анализ выявил лишь нижнюю границу эффективности ИМ помех (или верхнюю границу помехоустойчивости передачи).

Важной характеристикой НСПСС является необходимый уровень мощности, излучаемый передатчиками АТ. При малых значениях ВОБ пропускная способность НСПСС с обработкой сигналов на борту и с прозрачным РТР будут равны

$$N_{max} \cong B/q \quad (5)$$

$$N \cong N_{max} - P_{шк} K_c / P_{сл} - P_{шр} K_c / P_{ск}$$

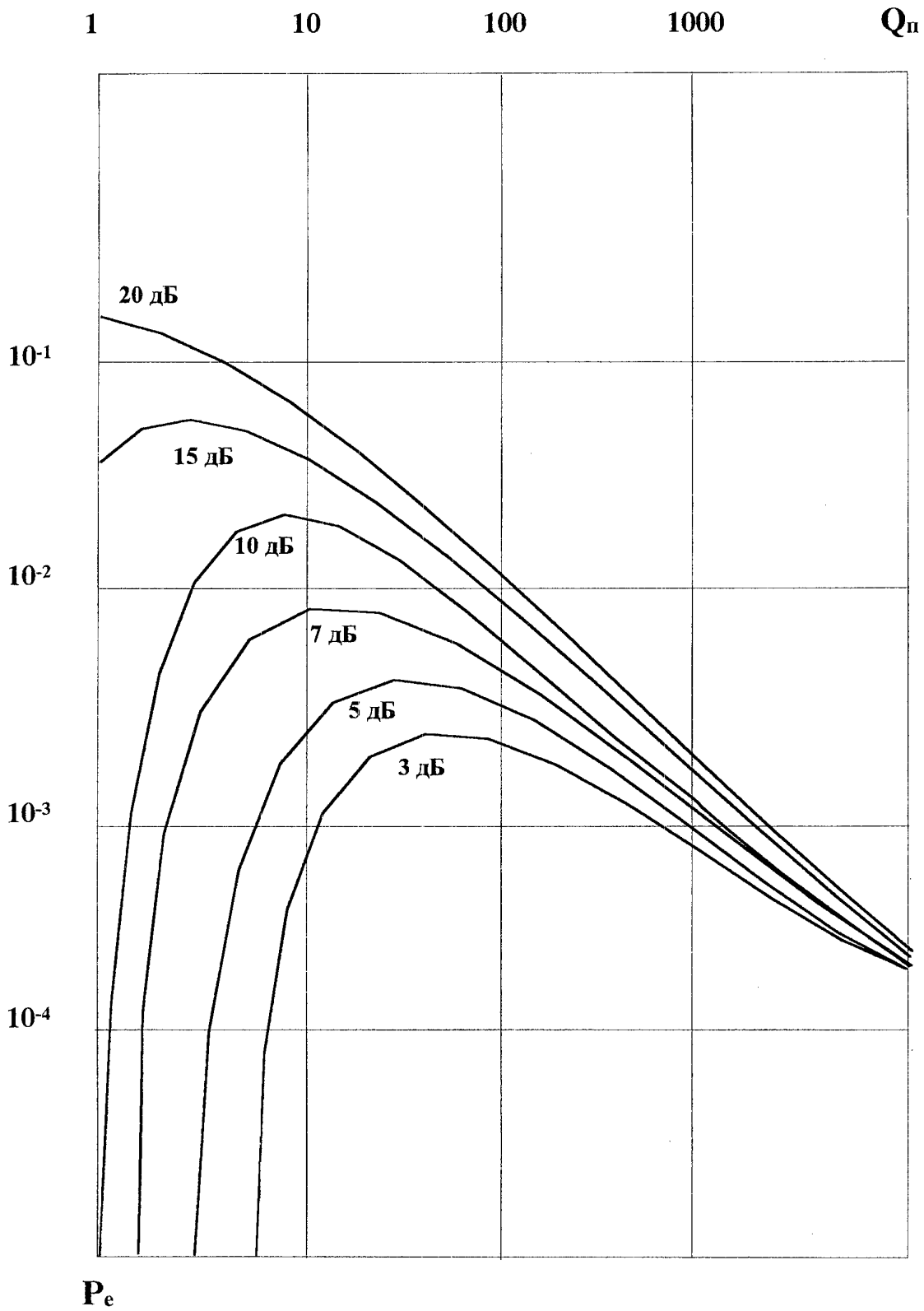


Рис. 3

где K_c - коэффициент перераспределения мощности сигнала на нелинейности РТР,

P_{ck} - мощность сигнала k -го канала.

Из (5) при $P_{шк} = P_{шр}$ получим

$$P'_{ck} = P_{шк} / N_{max}, \quad P_{ck} = 2 P_{шк} K_c / (N_{max} - N)$$

В результате отношение мощностей передатчиков АТ двух рассматриваемых систем запишем в виде:

$$P_{ck} / P'_{ck} = 2 K_c / (1 - N / N_{max}) \quad (6)$$

Приняв (как в системе "Globalstar") $N / N_{max} = (0,5 \div 0,6)$, $K_c = 2$, получим

$P_{ck} / P'_{ck} \in (8 \div 12)$, что свидетельствует о возможностях значительного снижения мощности передатчика АТ в НСПСС с обработкой сигналов на борту РТР.

Заключение. Таким образом показано, что работа каналов системы связи с прозрачным ретранслятором может быть нарушена преднамеренными интермодуляционными помехами, уровень которых соизмерим с мощностью полезных сигналов. Такие помехи для коммерческих систем персональной связи представляют большую опасность и скажутся на их универсальности. Значимость таких помех объясняется тем, что в руках у населения будет находиться огромное число абонентских терминалов (АТ), работающих с маломощными передатчиками на слабо направленные антенны. Не исключено, что передатчики таких помех могут строиться с использованием АТ или их простейших модификаций (имеет место аналогия: широко распространенное личное оружие применяется не только для защиты человека, но и в криминальных целях). Поэтому для систем персональной связи проблема помехоустойчивости приобретает особую значимость.

Для таких систем актуальны эффективные решения, направленные на обеспечение гарантированной (на основе требований потребителей) помехоустойчи-

ности относительно канальных и преднамеренных помех. Кардинальное решение этой проблемы возможно только при комплексной оптимизации всего тракта передачи информации при особом внимании к ретранслятору. Это объясняется тем, что, во-первых, именно на ретрансляторе суммируются все сигналы системы связи; а, во-вторых, сложностью осуществления оптимальной обработки огромных потоков сигналов на спутниках.

Тем не менее нам удалось найти оригинальные технологические решения, обеспечивающие оптимальную обработку большого числа сигналов с кодовым уплотнением без существенного усложнения ретранслятора, приоритет которых закреплен патентами.

Системы персональной спутниковой связи с обработкой сигналов на борту ретранслятора обеспечивают предельный уровень помехоустойчивости, близкий к базе $V=2FT$ используемых сигналов.

Обработка сигналов на борту ретранслятора по сравнению с использованием прозрачного ретранслятора обеспечивает также уменьшение мощности передатчика абонентского терминала (а, следовательно, повышение экологической защищенности абонентов) в $(8\div 13)$ раз.

Литература:

1. Адресные системы управления и связи. Вопросы оптимизации / Г.И.Тузov, Ю.Ф.Урядников, В.И.Прытков и др.; Под ред. Г.И.Тузova. - М.: Радио и Связь, 1993. - 384.

ANALYSIS OF LOW-EARTH-ORBIT PERSONAL SATELLITE COMMUNICATION SYSTEMS CONTAINING DIFFERENT TYPES OF TRANSPONDERS

by Dr. G.I. Touzov,
TsNIIMash
4, Pionerskaya Str., Korolev, Moscow Region, 141070
Tel : (095) 5134-44-42
Fax : (095) 251-14-96

Introduction. The initial stage of developing low-orbit personal satellite communication systems (LOPSCS) is being completed by deployment of the two first systems Iridium and Globalstar. This event forces us to reconsider prospects of creating new systems of a similar class. The late LOPSCS projects' competitiveness seems to be achieved at the expense of better consumer qualities and profitability based on novel technological and scientific/technical principles («know how»). The undertaken studies justified such novel solutions. They were described and validated in four Russian patents, European and U.S. patents. The Brussels-Eurica-96 International Best Inventions Salon awarded those patents with two Gold Medals.

The purpose of the report is to provide an comparison of two versions of LOPSCS design using different types of transponders:

- a transparent transponder (prototype of GLOBALSTAR system)
- an onboard signal processing transponder providing an synchronous processing of signals from all user terminals (prototype of the communication system based on the above patents).

Code division is used in each of these versions ensuring an adequate comparison. The most effective types of interferences will be considered such as intermodulation interferences in a transparent transponder due to its nonlinear amplitude-amplitude and phase-amplitude characteristics and noise interferences in a signal processing onboard transponder taking into account that signal passage channels may be linear within a range of 40 to 60 dB.

The results of the analysis.

For the onboard signal processing communication system let us write down the input effect in the form of (Fig. 1):

$$S(t) = S_k(t) + S_j(t) + S_n(t) + n_i(t), \quad (1)$$

where: $S_k(t)$ – a desired signal from k-user; $S_j(t)$ – an active interference;

$$S_n(t) = \sum_{\substack{i=1 \\ i \neq k}}^N S_i(t) \text{ – signals from other users of the communication system}$$

excluding k-user; $n_i(t)$ – fluctuation noise.

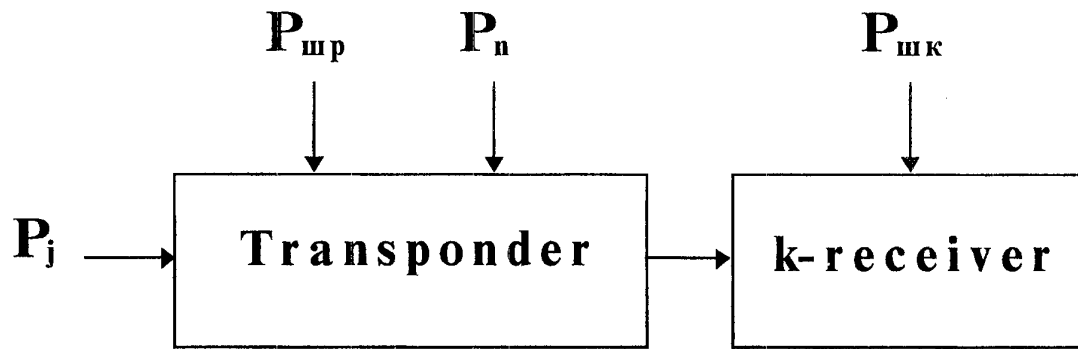


Fig. 1

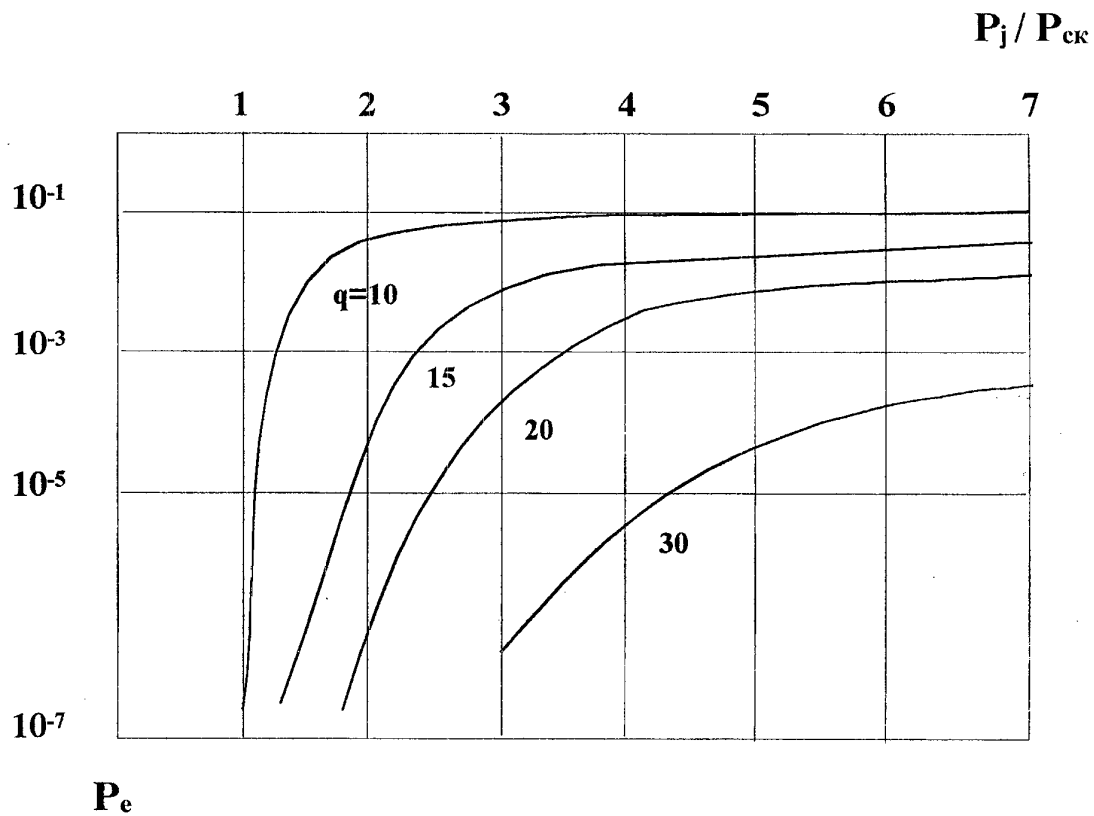


Fig. 2

Having the results of a number of complex transformations let us ultimately write an expression for an error probability per one bit of information (EPB) [1]:

$$P_e = \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \Phi' \left\{ \left(\frac{2E_6}{v_3} \right)^{1/2} [1 - I_{\pi} \alpha \cos \gamma] \right\} d\gamma, \quad (2)$$

where: $E_6 = A_k^2 T_c$ – energy per a digital symbol (or a bit) of information;
 $I_{\pi} = (A_j / A_k)$ – ratio of amplitudes, the most powerful intermodulation interference and k-signal; v_3 – equivalent noise;
 $\alpha = \sin \Omega T_c / \Omega T_c$;
 $\Omega = \Omega_j - \Omega_k$; T_c – transmission time of one information symbol, Ω_j, Ω_k – interference and k-signal frequencies;

$$\Phi'(x) = [1 / (2\pi)^{1/2}] \int_{-\infty}^{\infty} \exp[-y^2 / 2] dy.$$

Fig. 2 shows plotting of the dependencies $P_e = f [A_j^2 / A_{ck}^2]$ using (2) for several fixed values of $q = E_6 / v_3$.

Having reviewed the graphs of Fig. 2 one can make a conclusion that at $I_{\pi} \geq 0,2 - 0,5$ the receiver operation quality sharply worsens independently on a number of elements of a code sequence (or the signal base $B=2FT$). Even if the interference negligently surpasses the signal $(P_j / P_{ck}) \geq 9$ dB the error probability per one information bit (EPB) in the channel drops to the level of $P_e \approx (10^2 - 10^{-1})$ testifying that the channel is practically completely suppressed.

However, more effective discontinuous intermodulation interferences may be formed which are particularly useful for suppressing both separate channels and simultaneously all of channels in a transponder. Thus, the Globalstar system's transponder can carry 20 to 57 channels.

Mean error probability per bit (MEPB) for such an interference will be written in the form of:

$$P_e = \frac{1}{Q} \left[1 - \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} F \left\{ \left(\frac{2E_6}{v_e} \right)^{1/2} (1 - I_p \alpha \cos \varphi) \right\} d\varphi \right], \quad (3)$$

where Q – on-off time ratio of a discontinuous interference.

Optimal interference on-off time ratio value is equal to:

$$Q_{opt} \approx 0,03(BP_c / P_{jcp}), \quad (4)$$

where: P_c , P_{jcp} – a signal power and a mean interference power.

Fig. 3 depicts dependences of MEPB that define the channel interference immunity under discontinuous intermodulation interference effect.

The power gain due to the discontinuous intermodulation interference effect varies from 10 to 40 times as compared with its continuous analog. It proves the high efficiency of discontinuous intermodulation interferences.

It should be noted that the interference immunity analysis made above does not concern the assessments of intermodulation interference effects on synchronization channels. It is explained to a certain degree by difficulties of analytical closed form results acquisition. However, the experimental investigations made by us testify to an exceptionally powerful influence of intermodulation interferences on the synchronization channel operation quality even to complete failure of synchronization when $P_{en} \cong 1/2$. Therefore the made analytical analysis of intermodulation interference effects on information channels revealed exactly only the lower boundary of such interference efficiency (or the upper boundary of a channel immunity).

A required power level radiated by user stations transmitters is an important parameter of personal satellite communication systems. With low values of error probability the LOPSCS system capacity for an onboard signal processing and transparent transponders accordingly will be equal to:

$$N = N_{\max} \cong B/\delta q \quad (5)$$

$$N = N \cong N_{\max} - P_{\text{шк}} K_c / P_{\text{сл}} - P_{\text{шп}} K_c / P_{\text{ск}}$$

where K_c - coefficient of signal power redistribution on the transponder nonlinearity; $P_{\text{ск}}$ - k-channel signal power.

Out of (5) and at $P_{\text{шк}} = P_{\text{шп}}$ we shall get:

$$P'_{\text{ск}} = P_{\text{шк}} / N_{\max}, \quad P_{\text{ск}} = 2 P_{\text{шк}} K_c / (N_{\max} - N)$$

As a result the ratio of user station transmitter powers of the two systems under consideration will be presented as:

$$P_{\text{ск}}/P'_{\text{ск}} = 2K_c/(1-N/N_{\max}) \quad (6)$$

With the numerical values accepted for the GLOBALSTAR system ($K_c=2$, $N/N_{\max} = 0,5-0,7$), we shall get: $P_{\text{ск}}/P'_{\text{ск}} \in 8-12$ that demonstrates the possibility to considerably decrease the power of a user station transmitter.

Conclusion. Thus, we have managed to show that operation of transparent transponder-equipped communication system may be frustrated by malicious intermodulation interferences of the power at the transponder input commensurate with the desired signal power. These interferences present a tremendous threat to commercial personal communication systems affecting their

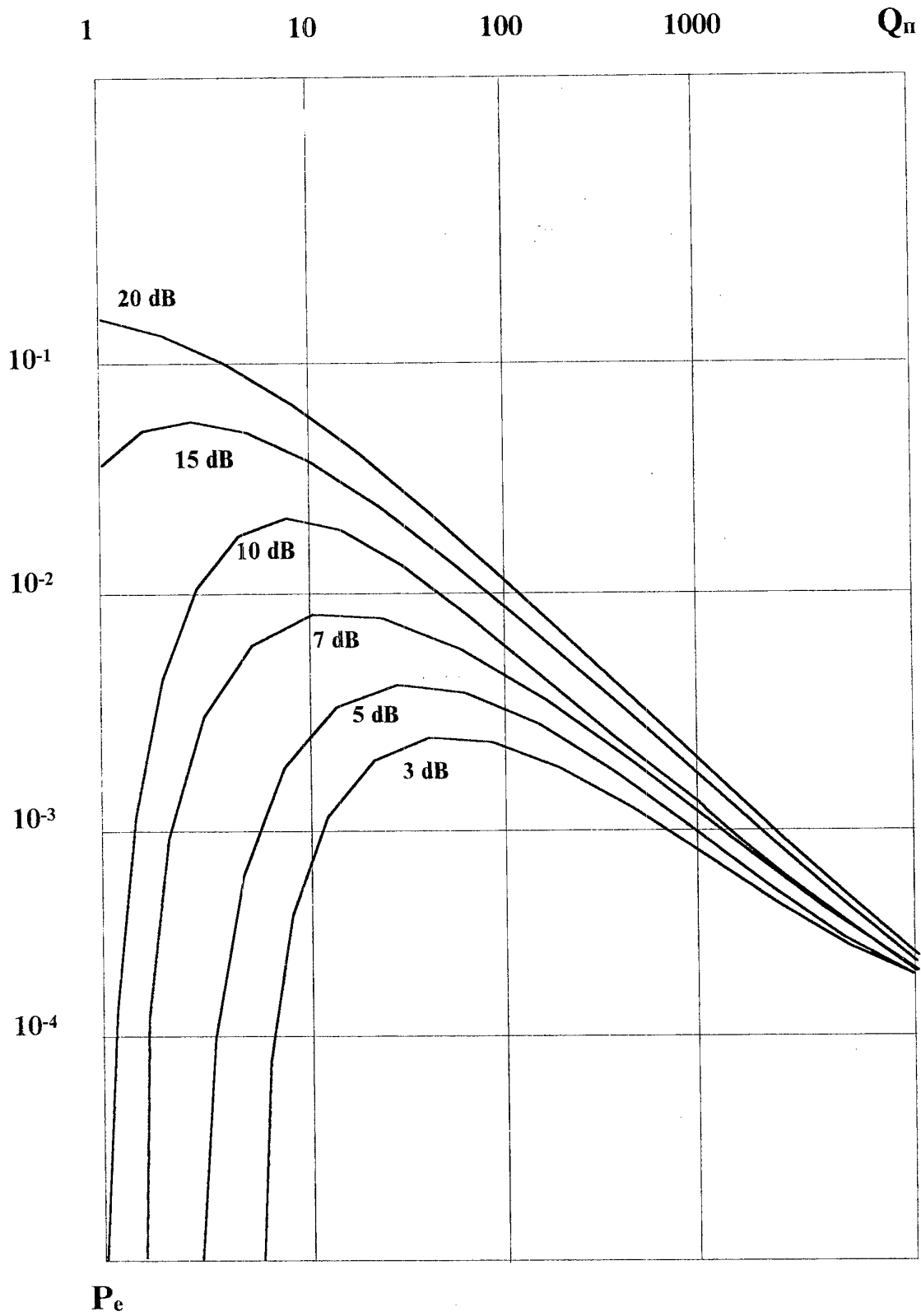


Fig. 3

universal character. Therefore, interference immunity assurance is a very important problem in personal communication systems.

The search for effective solutions to provide a guaranteed (i.e. met user's requirements) immunity value under channel and malicious interferences effects is of current concern for such systems. Solving this problem is possible only if complex optimization of all communication channel is provided and a special attention to a transponder is paid. It is explained to the fact that, the first, all signals of communication system are summarized just in transponder and, the second, to a complexity of carrying out optimum onboard processing of big signal flows.

However we have managed to develop an original technology for synchronous onboard processing of big signal flows using code multiplexing. The proposed solution is simple and practically does not complicate transponder design.

Onboard signal processing LOPSCS provide higher-level interference immunity close to the used signal base value $B=2FT$.

Signal processing onboard transponder in comparison with transparent transponder use also enables to reduce a user station transmitter power by 8-13 times (and consequently to enhance users' ecological protection).

REFERENCES

1. G.I.Tuzov, Yu.F.Uryadnikov, V.I.Prytkov, V.I.Postavnoi, A.V.Kulakov, V.A.Grigoriev. **Control and Communications Address Systems. Optimization Problems.** Edited by G.I.Tuzov, Moscow, Radio i Svyaz, 1993.

**ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ МАЛОГО КА
ДЛЯ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ,
СВЯЗИ И ИССЛЕДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА.**

Беленький А.Д, Горбунов А.В, Кожевников В.А, Шафранский А.В.

НПП ВНИЭМ,

101000 г. Москва, Главпочтамт, а/я 496

т/ф, факс: (095) 923-41-81

Реферат

Предлагается создание малого космического аппарата (МКА) с унифицированной платформой, которая по своим характеристикам обеспечивает размещение на ней различных полезных нагрузок, предназначенных для дистанционного зондирования Земли с высоким пространственным разрешением, мониторинг окружающей среды, связь, исследование атмосферы и космического пространства и т.п. Запуск МКА планируется производить с помощью дешевой конверсионной ракеты "Старт-1", обеспечивающей вывод на орбиту масс от 360кг (400км) до 110кг (1000км). Высота и наклонение орбиты, а также масса МКА зависит от типа полезной нагрузки. Конструкция, структура и параметры служебных систем, а также конструкция МКА являются универсальными и обеспечивают необходимую ориентацию, энергоснабжение, терморегулирование и управление МКА. Приведенные характеристики МКА могут быть обеспечены при использовании современных конструкционных материалов, электронных и вычислительных средств (в том числе и зарубежных), негерметичным исполнением аппаратуры и МКА в целом.

Доклад

1. Основные целевые характеристики малого космического аппарата

Предлагается создание малого космического аппарата (МКА) с унифицированной платформой, которая по своим характеристикам обеспечивает размещение различных полезных нагрузок для дистанционного зондирования Земли с высоким пространственным разрешением, связи и передачи данных, мониторинга окружающей среды, космических экспериментов и т.п.

Общий вес МКА с полезной нагрузкой в зависимости от высоты орбиты (400 км-1000км) и ее наклона колеблется от 360 кг до 110 кг, при этом на полезную нагрузку выделяется от 220 кг до 15 кг. Система электроснабжения обеспечивает средневитковую электрическую мощность для полезной нагрузки около 50-100 Вт и пиковую сеансную (10-15 мин) мощность, потребляемую полезной нагрузкой на освещенной части витка 270-390 Вт.

Спутник негерметизирован. По своим габаритно массовым характеристикам он ориентирован на вывод российским носителем "Старт-1".

С целью улучшения эксплуатационных характеристик МКА и увеличения его автономности предусмотрена установка на спутник прибора космической навигационной системы ГЛОНАСС (Россия) и GPS (США) и включения его в контур управления.

Срок активного существования МКА не менее 3 лет.

Управление МКА предлагается осуществлять с помощью системы, работающей в диапазоне 2 ГГц. При этом центр управления желательно совмещать с одной из станций приема целевой информации.

2. Характеристики систем МКА.

2.1. Система ориентации.

Система ориентации обеспечивает поддержание положения МКА в пространстве и программные повороты со следующими характеристиками:

Режим ориентации "Земля-Солнце" (ЗС):

- точность ориентации:
 - а) по крену и тангажу 8-12 угл. мин.
 - б) по рысканию 60 угл. мин.
- стабильность ориентации 0,0001 угл.град./сек
- продолжительность режима неограниченно

Режим ориентации "Земля-вектор скорости" (ЗК):

- точность ориентации по всем осям 6 угл.мин.
- стабильность ориентации 0,0001 угл.град./сек
- программные повороты по и поперек полета 30 угл.град.
- продолжительность режима в течение витка до 15 мин.

2.2. Система электроснабжения.

Система электропитания МКА имеет следующие технические характеристики :

- средневитковая мощность 100 Вт
- мощность солнечной батареи 360 Вт
- максимальная мощность полезной нагрузки в сеансном режиме (15мин) на освещенной части витка 390 Вт
- напряжение бортовой сети 24-34 В

Для обеспечения эффективного функционирования системы электропитания МКА предусматривается вне сеансов съема информации ориентация нормали к плоскости солнечных батарей на Солнце путем поворота всего МКА (режим ЗС).

2.3. Бортовой комплекс управления (БКУ).

Бортовой комплекс управления КА реализует следующие основные функции:

- обработку информации от автономной системы навигации, формирование на ее основе данных о параметрах орбиты и текущих координат положения КА на орбите;
- обработку информации от астросистемы звездной ориентации. Формирование на ее основе данных о текущем положении осей КА в орбитальной системе координат;
- передачу полученных орбитальных параметров и данных о положении осей КА в БЦВМ системы ориентации для использования в работе системы;

- передачу полученных орбитальных параметров и данных о положении осей КА в командно-измерительную систему для передачи на Землю с целью использования для привязки информации;
- прием телеметрических сигналов от всех бортовых систем и элементов конструкции и формирование как оперативной обобщенной информации (ООИ) о работоспособности КА в целом, так и детальной информации (ДИ) о состоянии систем и конструкции КА;
- передачу обобщенных и детальных данных в командно-измерительную систему для последующего "сброса" на Землю в контрольных сеансах, при этом если ООИ соответствует норме, то ДИ не передается, передача ДИ осуществляется при отказах бортовой аппаратуры или по запросу наземного комплекса управления (НКУ);
- прием от командно-измерительной системы командно-программной информации от НКУ и реализация на борту необходимых мер по функциональному и временному управлению режимами и системами КА;
- формирование бортовой шкалы времени;
- управление вычислительной сетью КА;
- диагностику состояния бортовых систем при отказах и сбоях в штатных и переходных режимах работы КА, формирование и автоматическую реализацию необходимых мер по восстановлению работоспособности служебных систем КА;
- самоконтроль и реализацию необходимых переключений при сбоях и отказах отдельных элементов самого БКУ, прием и реализация корректировок программного обеспечения вычислительной сети КА;
- двухсторонняя информационная связь с автоматизированными испытательно-вычислительными системами при наземных автономных и комплексных испытаниях КА.

Структура бортового комплекса управления базируется на использовании вычислительной сети КА, в которую входят в качестве ведущего абонента бортовой многоцелевой компьютер (БМК) КА, в качестве ведомых периферийные адаптеры (ПА) и соответствующие интерфейсы. В случае необходимости функции ведущего абонента могут передаваться (частично) также бортовой цифровой вычислительной машине системы ориентации.

Вычислительная сеть КА представляет собой распределенную открытую многоабонентную одноподчиненную сеть, построенную на основе протокола и аппаратных средств интерфейса RS-485. (Малые габариты КА и энерголимиты делают нецелесообразным построение сети на MIL-STD-1553B).

Вычислительная сеть КА имеет следующие характеристики:

- | | |
|--|--------------|
| - количество абонентов сети | до 32 |
| - скорость обмена информации | 2,5 Мбит/сек |
| - наличие гальванической развязки абонентов: | имеется |
| - напряжение развязки | 2,5 кВ |

Ведущий абонент сети бортовой многоцелевой компьютер (БМК) КА, практически реализует указанные выше функции БКА. При наземных испытаниях автоматизированная испытательная система (АИС) становится ведущим абонентом вычислительной сети КА, а БМК - ведомым, (таким образом сокращается количество аппаратных и программных средств, упрощается процедура испытаний).

Ведомые абоненты сети - периферийные адаптеры (ПА) являются универсальным средством согласования между различными приборами, не имеющими вычислительных средств, и вычислительной сетью КА. ПА имеет параллельный и последовательный каналы обмена информации. Параллельный канал - предназначен для обмена информацией в параллельном коде с другими устройствами (абонентами). Один

последовательный канал поддерживает интерфейс RS-485 (сеть). Другой последовательный канал поддерживает интерфейс RS-232, который позволяет в качестве отладочных средств использовать персональные ЭВМ IBM PC.

2.4. Командно-измерительная система

Командно-измерительная система обеспечивает передачу на борт командно-программной информации, измерение параметров движения МКА, передачу с борта на Землю квитанций исполнения команд и телеметрической информации.

Командно-измерительная система имеет следующие характеристики:

- диапазон частот 2 ГГц
- мощность передатчика 4 Вт
- информативность 128 Кбит/с

2.5. Антенно-фидерные устройства.

Антенно-фидерные устройства (АФУ) включают в себя следующие устройства:

- АФУ полезной нагрузки (для аппаратуры ДЗЗ предлагается передающее АФУ диапазона 8 ГГц.)
- широконаправленное приемо-передающее АФУ командно-измерительной системы диапазона 2 ГГц.
- антенны приемников ГЛОНАСС-GPS.

2.6. Полезная нагрузка МКА.

МКА обладает многоцелевой платформой, позволяющей устанавливать полезную нагрузку для решения задач связи, навигации, проведения научных экспериментов и т. п.

Далее рассматривается вариант полезной нагрузки для дистанционного зондирования в целях исследования природных ресурсов Земли, состоящий из радиокomплекса и телевизионного комплекса. Необходимо отметить, что данный вариант полезной нагрузки может являться базовым для создания МКА для дистанционного зондирования Земли в других спектральных диапазонах и с иным пространственным разрешением.

Передатчик диапазона 8 ГГц мощностью 6 Вт выполнен на транзисторах и обеспечивает передачу потоков данных 64 Мбит/с.

В состав телевизионного комплекса МКА входят узкоугольная телевизионная камера УТВК, широкоугольная телевизионная камера ШТВК и электроника управления и сжатия данных. Основные характеристики тв-камер ШТВК и УТВК:

1. Разрешение на местности (м)	10	2
2. Формат изображения (пикс)	6032	6032
3. Захват на местности (км)	60	12
4. Спектральный диапазон (мкм)	0,5-1,0	0,5-0,7
5. Число спектральных каналов	3	1
6. Потребляемая мощность (сеанс)	50	75

Примечание: характеристики приведены для высоты 650 км.

3. Весовой и энергетический баланс МКА.

Массо-габаритные характеристики и мощности устройств, входящих в состав МКА ДЗЗ, для солнечно-синхронной орбиты высотой 650 км приведены ниже.

	Масса кг	Потребление Вт
Система МКА		
Конструкция и СТР	65	-
Система ориентации	27,5	46
Система электроснабжения	27	3
Бортовой комплекс управления	6	7
Антенно-фидерные устройства	10	
Командно-измерительная система	5,5	45
Радиокомплекс	22	100
Телевизионный комплекс	58	140
Конструктивный резерв	19	
<hr/> ИТОГО	<hr/> 240	

Общий вид МКА приведен на рис. 1

Структурная схема МКА приведена на рис.2

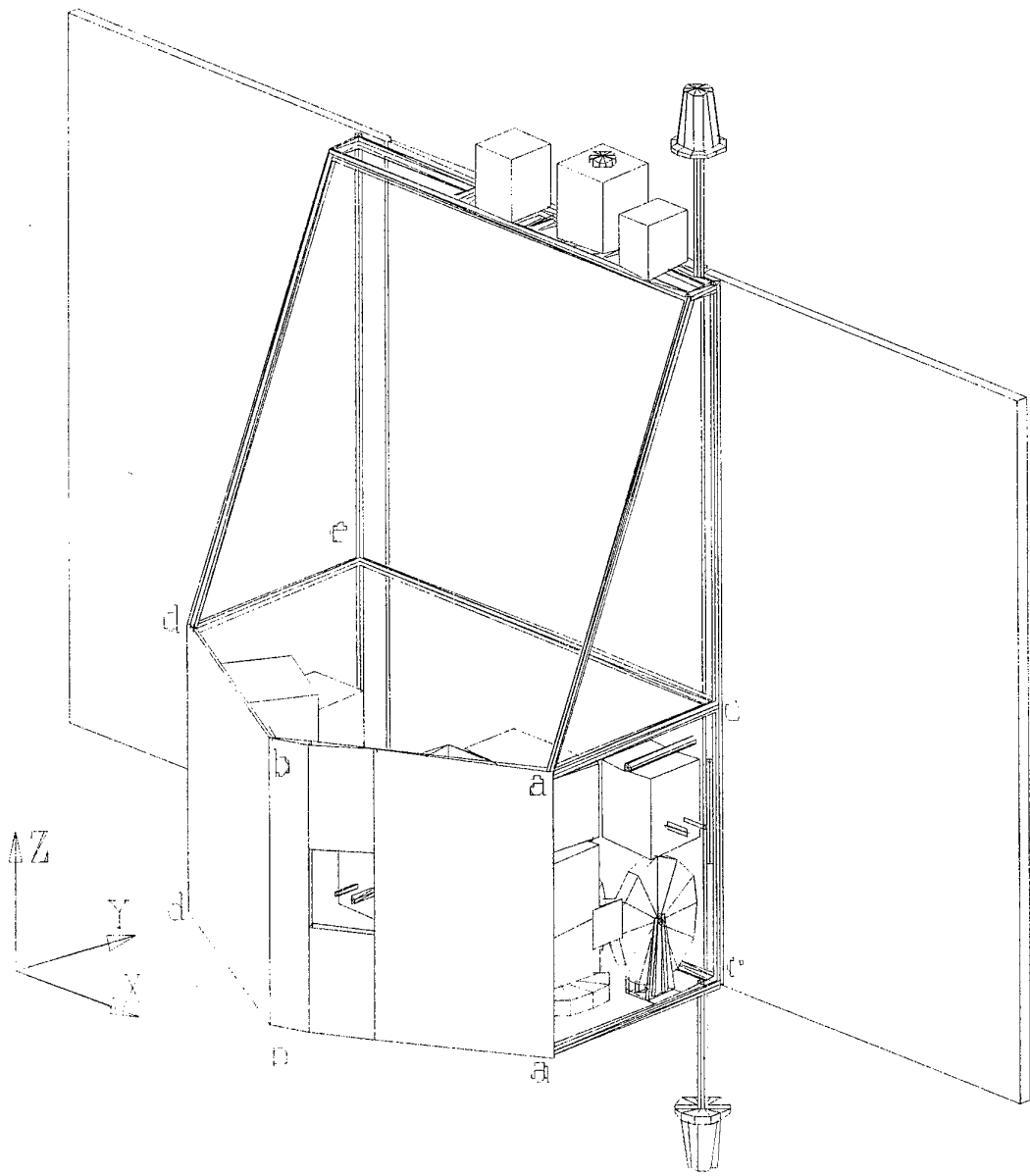
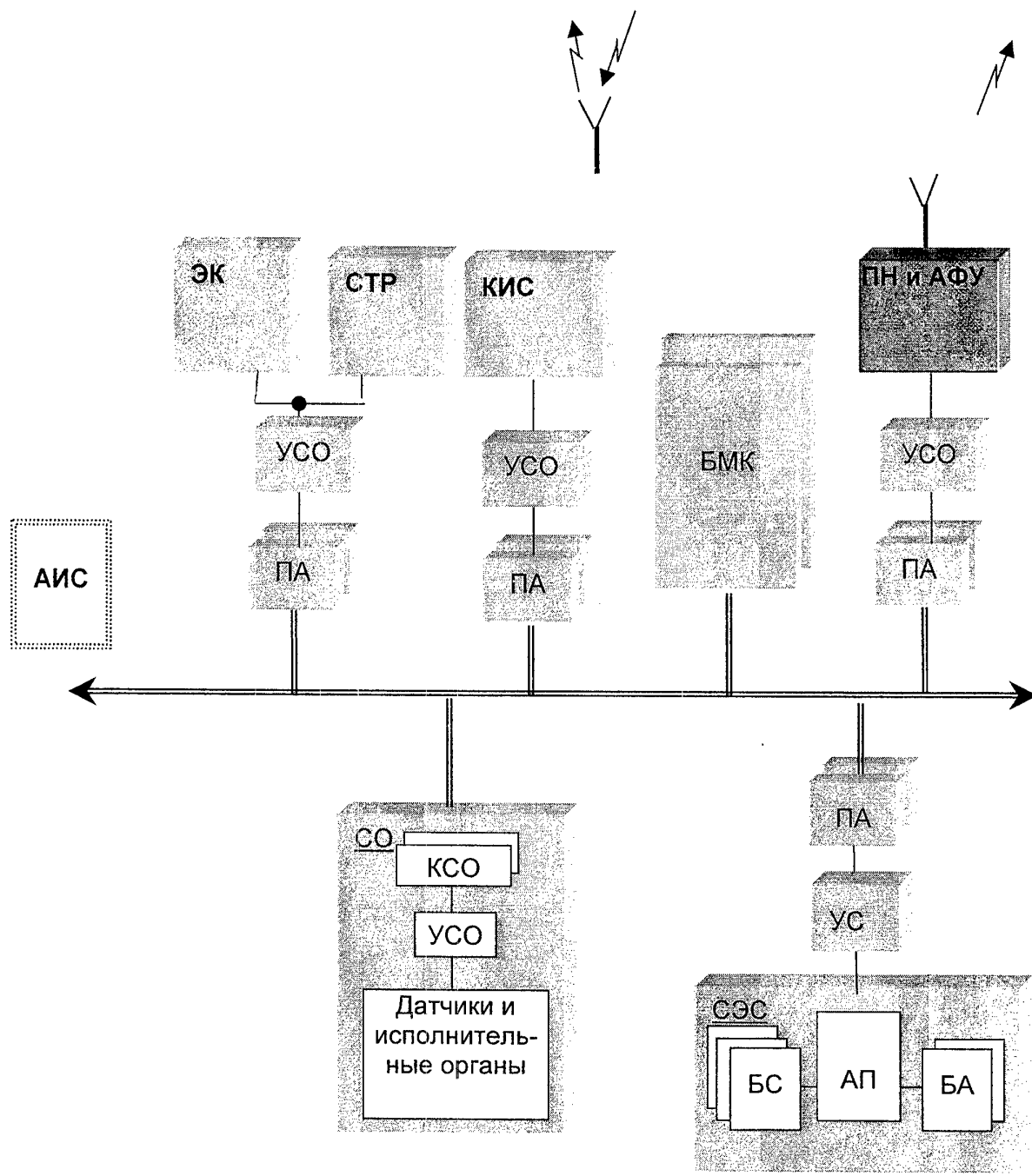


Рис. 1. Общий вид МКА



==== Сетевой интерфейс

Рис.2. Структурная схема МКА

**Principles of construction Small Satellite
for Earth Remote Sensing Systems,
Communications and researches of space.**

A.Belen'kiy, A.Gorbunov, V.Kozhevnikov, A.Shafranskiy
NPP VNIIEM,
101000 Moscow, Glavpochtamt, A.Box 496
Tel, fax: (095) 923-41-81

Abstract

It is suggested to create a small satellite (SS) with universal bus able to carry different payloads for Earth Remote Sensing (ERS) with high resolution, communication and data transmission, space experiments, research of atmosphere and space, etc. The start-up SS is planned to launch with the help of a conversion rocket "Start -1" ensuring orbital insertion of weights from 110 kg (1000 km) up to 360 kg (400 km). Altitude and orbit inclination, and also weight SS depends on a type of a payload. A design, structure and the parameters of service systems, and also design SS are universal and provide necessary orientation, power supply, thermal control and control SS. This characteristics SS can be supplied at use of modern constructional materials, electron and computing means (including foreign). The satellite is not vacuum-tight.

Report

1. Main characteristics of a Small Satellite

It is suggested to create a small satellite (SS) with universal bus able to carry different payloads for Earth Remote Sensing (ERS) with high resolution, communication and data transmission, space experiments, research of atmosphere and space, etc. The total mass SS with a payload depending on an orbital altitude (400 km -1000 km) and its inclination changes from 360 kg up to 110 kg, the mass of the payload is allocated from 220 kg up to 15 kg. The system of power supply provides on the average power for a payload about 50-100 W and peak (10-15 min) power 270-390 W.

The satellite is not vacuum-tight.

The mass and a size of the satellite are matched so as to launch it with the Russian space launcher "Start-I".

In order to improve performances of the satellite and make its operation more autonomous, it is foreseen to equip the satellite with a satellite navigation receiver (SNR) of the GLONASS (Russia) and GPS (USA) systems signals.

The lifetime planned for the satellite is not shorter than 3 years.

It is suggested to control the satellite flight with help of Telemetry Tracking and Control (TT&C) subsystem, operating in the band of 2 GHz. A mission control center can be combined with the receiving station of the information.

2. Characteristic of systems Small Satellite

2.1. Attitude control system.

Satellite attitude control on orbit and after satellite's rotations will be performed with the following characteristics:

Attitude Control Mode "Earth-Sun" (ES):

- | | |
|--------------------------------------|---------------|
| - accuracy of attitude determination | |
| roll and pitch. | 8-12 ar.min |
| yaw | 60 ar.min. |
| - attitude maintenance accuracy | 0.0001 grad/s |
| - duration of the ES mode | unlimited |

Attitude Control Mode "Earth-Velocity Vector" (EC):

- | | |
|--------------------------------------|---------------|
| - accuracy of attitude determination | |
| along 3 axes | 6 ar.min |
| - attitude maintenance accuracy | 0.0001 grad/s |
| - accuracy of programmed rotations | |
| along-track | ±30 grad |
| cross-track | ±30 grad |
| - duration of the ES mode | 15 min |

2.2. Power Supply System.

The power supply system of the small satellite has the following characteristics:

- | | |
|--|---------|
| - average (for 1 turn) power consumption of the satellite | 100 W |
| - solar panel power | 360 W |
| - maximal payload power consumption during the session in the lightened part of the turn (10-15 min, not more than 3 times per 24 hours) | 390 W |
| - on-board voltage | 24-34 V |

In order to provide effective power supply to the satellite subsystems, the satellite solar panels will be placed normally to the direction to the Sun in that parts of the orbit, where no surveying is carried out.

The change of the solar panels attitude will be achieved by rotation of the satellite.

2.3. Onboard Control Complex /OCC/

OCC has the following functions:

- SNR data handling, generation on its basis of data on orbit parameters and current coordinates of SS attitude in orbit;
- transmission of the received orbital parameters to attitude control system;
- transmission of the received orbital parameters and data on SS axes attitude to the radio complex and transmission to the Earth to be used for geographical reference of information;

- TM signals reception from all onboard systems and structural components both with prompt generalized data /PGD/ on SS operationability in general and detailed data /DD/ on systems and SS structure status;
- transfer of generalized and detailed data into the radiocomplex for further transmission to the Earth in the reference sessions; if PGD corresponds to normal data, DD is not transmitted, DD is transmitted at the request of the ground control complex /GCC/;
- reception /after the radiocomplex/ command and program information from GCC and functional and time control of SS operations and systems;
- onboard time scale generation;
- SS computer network control;
- onboard systems status diagnostics at faults and malfunctions in SS operations nominal and intermediate conditions, generation and automatic realization of the required measures for SS service systems functioning restoration;
- self-check and necessary switch at faults and malfunctions of OCC components, reception and performance of software corrections of SS computer network;
- two-way data channel with automated test-computer systems at SS ground-based independent and integrated tests.

OCC is based on SS computer network consisting of onboard multipurpose computer /OMC/ as a leading subscriber, and as subordinate subscribers - peripheral adapters /PA/ and corresponding interfaces. If necessary, the leading subscriber functions can be given /partly/ to attitude control system onboard computer /ACS OC/.

SS computer network is a distributed open many-subscriber one-subordinate network based on the protocol and RS-485 interface hardware. /SS small dimensions and power consumption constraints make it inexpedient to build the network using MIL-STD-1553B./

SS computer network has the following specifications:

- | | |
|---|-----------|
| - network subscribers number | up to 32 |
| - data exchange rate | 2.5 Mb/s |
| - availability of subscribers galvanic decoupling | available |
| decoupling voltage | 2.5 kV |

The network leading subscriber OMC performs the above mentioned OCC functions. During ground tests the automated testing system /ATS/ becomes the leading subscriber of SS computer network and OMC - the subordinate one (thus, the number of software and hardware is reduced, the test procedure is simplified).

The network subordinate subscribers - PA are a universal coordinating means between different devices not having computers and SS computer network. PA have a parallel and serial data exchange channels. The parallel channel is designed for data exchange in the parallel code with other devices /subscribers/. One serial channel supports RS-485 interface /network/. The other serial channel supports RS-232 interface which enables to use IBM PC as adjustment facilities.

2.4. Telemetry, Tracking and Control Subsystem (TT&C)

The TT&C subsystem provides transmission to the satellite commands and servicing information, measures the satellite orbit, receives from the satellite reports on fulfilled commands and telemetry. The TT&C subsystem has the following characteristics:

- | | |
|---------------------|------------|
| - band | -2 GHz |
| - transmitter power | -4 W |
| - transmitter power | 128 Kbit/s |

2.5. . Small Satellite Antenna Feeder Devices

Antenna-feeder devices (AFD) include the following items:

- AFD payload;
- omnidirectional TT&C receiving/transmitting 2 GHz antenna;
- GLONASS/GPS receiver antennas.

2.6. Small Satellite Payload

The satellite has a multipurpose bus creating possibilities for installing payloads for tasks of remote sensing, communication, navigation, scientific experiments, etc.

Further, the payload for ERS will be considered including TV equipment and radio equipment. This version of the payload can become a base for developing satellites for ERS in other spectral bands and with other spatial resolutions.

An 8 GHz transmitter with a 6 W output power is built using transistor technology and provide a bitrate of 64 Mbit/s.

The TV equipment of the satellite includes the following items:

- narrow-angle TV-camera (NATV)
- data compression equipment
- wide-angle TV-camera (WATV)

Basic performances of the NATV and WATV are given in the Table 1.

Parameter	Unit	Table I	
		WATV	NATV
1. Ground resolution	m	10	2
2. Image size	pixel	6032	6032
3. Swath width	km	60	12
4. Spectral band	mcm	0.6-1.0	0.5-0.7
5. Number of spectral channels		3	1
6. Power consumption (without TCS)	w	50	60

Notes: Characteristics are given for satellite altitude of 650 km

3. Mass and Power Balance of Small Satellite

Mass, overall dimensions and power of consumption of equipment, being a part of small satellite (SS) bus and payload are shown in Table 2. These performance data correspond to limitations for SS launch with help of "Start-1" launcher and SS power opportunities.

Subsystem or Equipment of SS	Mass, kg	Table 2 Power, W
1. Construction	65.0	
2. Attitude Control Subsystem	27.5	46
3. Power Supply Subsystem	27.0	3
4. OCC	6.0	7
5. Antenna-Feeder Subsystem	10.0	
6. Tracking & Command Subsystem	5.5	45
Payload	80.0	240
7. Radio Subsystem	22.0	100
8. TV Subsystem	58.0	140
Construction Reserve	19.0	
TOTAL:	240.0	

The general view SS is adduced in fig.1

The block diagram SS is adduced in fig.2

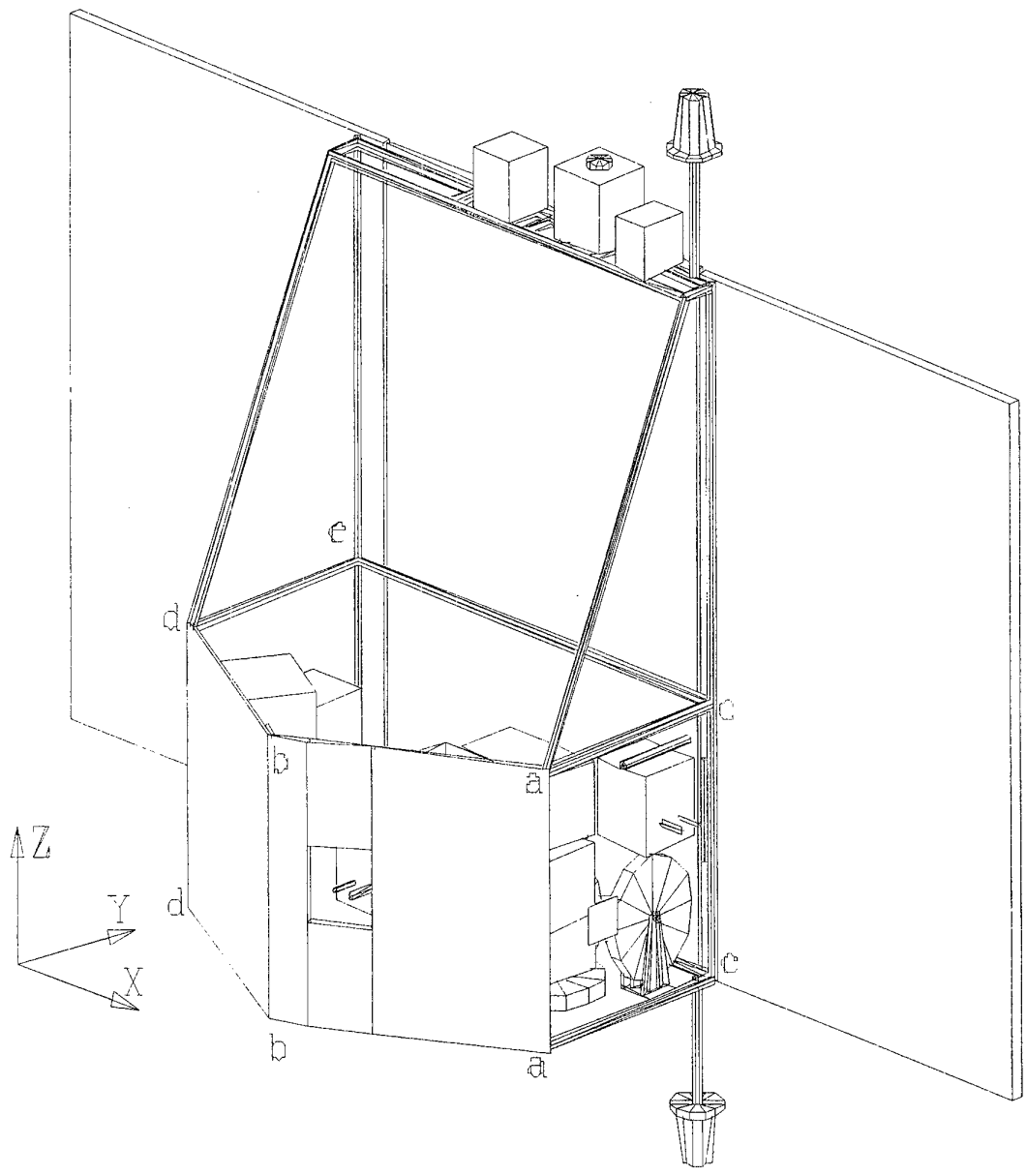


Fig 1. The general view SS

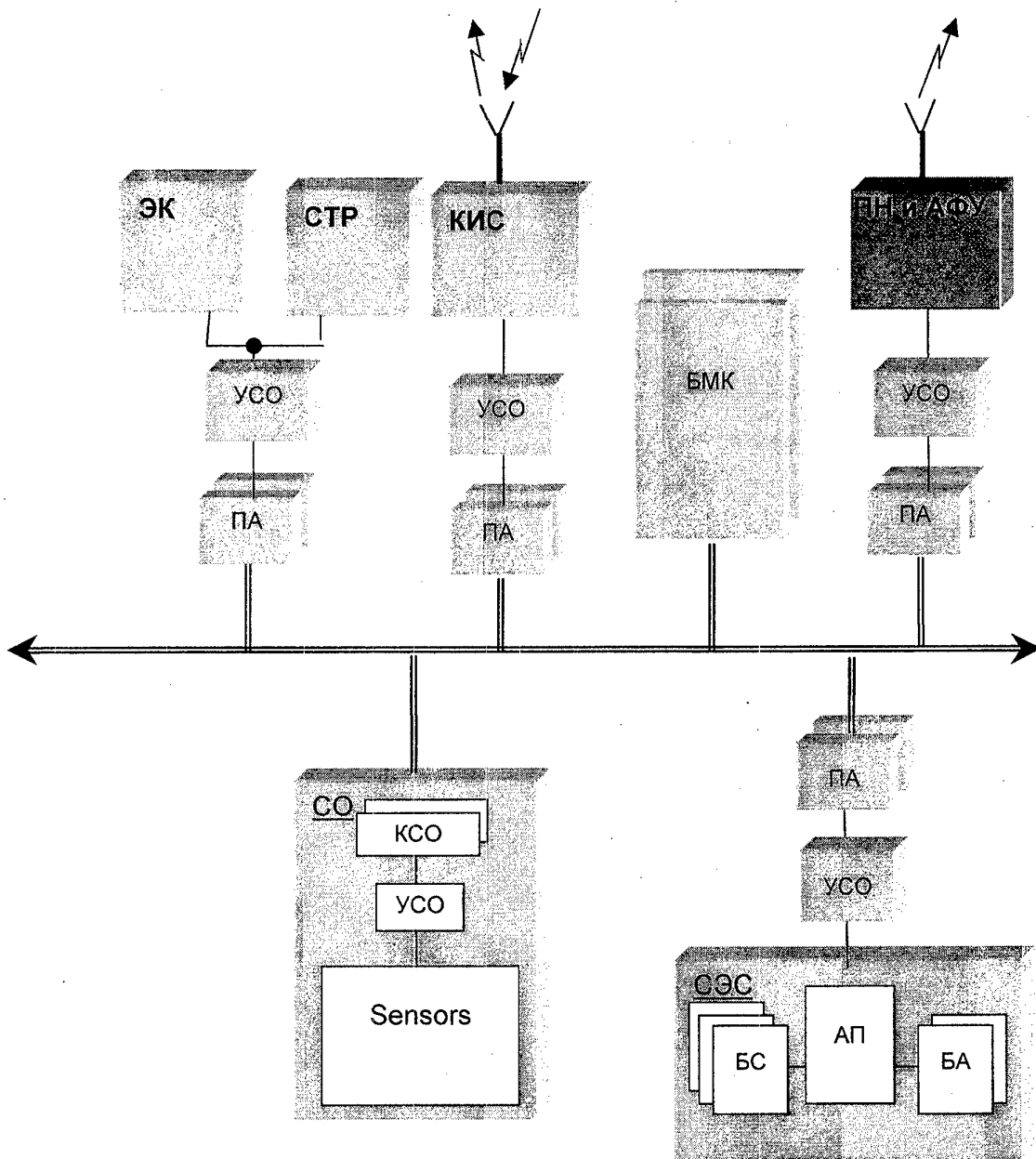


Fig.2. The block diagram SS

Возможности использования малых космических аппаратов на средних околоземных орбитах для создания систем широкополосной связи.
(ШЛС на МКА МЕО)

В.К.Слока, И.М. Тепляков
РТИ им. Минца
125083 г.Москва, ул.8 Марта, 10-12
Факс; (095) 214-0662
М.И. Гришко
НПО МАШ.
143952 г.Реутов, Московская область,
ул.Гагарина, 33
Факс; (095) 302- 2001

В настоящее время развитие космических систем связи идет как за счет освоения новых орбитальных позиций - это LEO Iridium, Globalstar, Teledesic, Skybridge, Celestri, так и развитием систем GEO и МЕО - это ICO, Spaceway и др. Все эти проекты направлены на создание глобальных мировых систем и требуют привлечения гигантских финансовых затрат для их реализации. Для этого для каждого из проектов создаются крупные международные финансово- промышленные консорциумы. Возможен ли прорыв России и стран содружества в этот бурно развивающийся космический телекоммуникационный рынок?

Возможен при условии создания опережающих, конкурентоспособных технологий и построения таких систем, которые по своим экономическим показателям были бы реальны для экономики России. Такие системы должны строиться на энергосберегающих принципах, их структура должна позволять поэтапное создание систем с минимальными затратами на начальном этапе и обеспечением хорошей коммерческой самоокупаемости на каждом из этапов их создания.

Адекватным решением этой проблемы является использование для перспективных космических телекоммуникационных систем малых космических аппаратов (МКА) или в другой терминологии спутников малой массы (ММ-Sat).

В качестве таких спутников понимают спутники, масса которых не превышает 1000 кг и мощность потребляемой электроэнергии полезной нагрузки не более 1,5 кВт. Запуск таких спутников на разные типы орбит позволяет обеспечить гибкое поэтапное создание и развитие космических систем различной конфигурации.

Вывод на орбиту спутников малой массы (ММ-Sat) может быть обеспечен широким выбором ракет-носителей среднего класса, в том числе на базе конверсионных МБР. НПО "Машиностроения" имеет в своем заделе недорогую ракету-носитель "Стрела", созданную на базе МБР РС-18.

Создание МКА базируется на использовании передовых энерго- и ресурсо-сберегающих ракетно - космических технологий, а также перспективной радиоэлектроники, минимизирующей построение полезной

нагрузки. Научно-технические заделы, имеющиеся в этой области у НПО машиностроения и Радиотехнического института имени академика А.Л. Минца в кооперации с передовыми научно-производственными предприятиями Российской Федерации позволяют решить эту задачу.

Основой МКА должна стать универсальная космическая платформа (УКП), на базе которой может создаваться модульный ряд МКА для различных спутниковых систем связи GEO, MEO и LEO.

Высокая серийность УКП, а также производственный задел и надежность средних ракет-носителей могут обеспечить хорошие экономические показатели для создания на их основе различных коммерчески эффективных космических телекоммуникационных систем.

Выполненные РТИ имени академика А.Л. Минца и НПО машиностроения проектные разработки показали возможность создания на базе МКА, размещаемых на средних околоземных орбитах (круговая орбита с высотой 10360 км), высокоэффективной системы связи.

Аналогичные принципы могут быть использованы при создании региональных GEO систем связи.

Эффективность системы достигается за счет применения новых принципов построения бортовых ретрансляторов на базе адаптивных многолучевых антенн.

МКА ограничивают как весовые показатели ретрансляторов, так и возможную мощность их электропитания, поэтому выбор структуры построения ретрансляторов для МКА, их частотного диапазона и основных параметров антенных систем имеет большое значение для эффективного построения телекоммуникационной системы.

Практически можно считать, что масса спутника прямо зависит от его энергопотребления, поэтому снижение весовых показателей полезной нагрузки можно добиться в первую очередь за счет энергосберегающих мер.

Энергосберегающие же принципы, позволяющие обеспечить требуемую энергетику радиолиний космической системы диктуют, как известно, использование максимального размера антенн, при которых особенно с увеличением частот частотного диапазона K_u и K_a резко уменьшается ширина диаграммы направленности. Это при широких углах обзора с КА требует существенного увеличения количества лучей антенной системы. Так например оптимизация ретранслятора ICO (MEO) с диаметром антенны ≈ 3 м в диапазоне частот ≈ 2 ГГц потребовало применение 103 лучей. Передовая космическая система Celestri в диапазоне частот 20-30 ГГц имеет количество лучей антенной системы на 1 спутник порядка 300. В связи с этим энергосберегающие схемы ретрансляторов требуют принципиально нового подхода и технологий, обеспечивающих создание бортовых антенных систем с количеством лучей в пределах 10^2 - 10^3 .

При этом распределение энергетики в этих лучах может быть достаточно неравномерным за счет различных условий работы спутника и динамики подключения абонентов, поэтому требуется адаптивное, в реальном времени, распределение мощности сигнала по всему полю лучей. Т.е. для реализации эффективных МКА требуется создание многолучевых адаптивных антенных систем, которые в тоже время обладают малой массой.

Современная радиоинформатика и перспективы электроники позволяют решить эту задачу.

Могут быть использованы разные принципы достижения этого.

Простейшим видом адаптивной многолучевой антенны может служить фазированная антенная решетка типа Ван-Атта. Принцип ее действия состоит в следующем.

Решетка состоит из набора излучающих элементов, ширина зоны направленности каждого из которых соответствует угловой зоне обслуживания спутника. Через тракты усилителей и преобразователей сигналов каждый элемент приемной решетки связан с соответствующим элементом передающей решетки. Решетка зеркально переизлучает принятые сигналы.

Ширина луча формируемой диаграммы направленности определяется ее апертурой. При этом предельное количество лучей, которые могут быть сформированы, определяется, как известно, количеством элементов решетки. Формирование лучей поддерживается наземными базовыми станциями, формирующими вокруг себя зону (соты) приема-передачи для подключения абонентов.

Такие решетки могут легко формировать многолучевые системы с количеством лучей (10^2-10^3) для различного диапазона волн, при относительно простых аппаратурных конструкциях с малой массой.

Размер и форма общей зоны обслуживания формируются установкой наземных базовых станций, и поэтому общая география сети легко адаптируется по мере подключения тех или иных регионов на разных этапах ввода системы. Базовые станции также легко регулируют энергетические и информационные потоки в космической решетке, что адаптирует работу многолучевой антенной системы по критерию максимального КПД.

Для построения многолучевых бортовых антенных систем могут быть использованы и другие методы, обеспечивающие реализацию диаграмм образующих схем с наименьшими затратами на борту. В частности, с организацией антенной системы, использующей ретрансляцию сигналов частотно-фазового распределения приемной бортовой решетки на Землю.

Рассмотренные выше методы позволяют создать аппаратуру многолучевых ретрансляторов с количеством лучей 10^2-10^3 при средней бортовой мощности излучения по всем лучам до 1,5 кВт. При этом общая масса бортовой аппаратуры ретрансляции не превышает 150 кг.

Общий вид МКА для систем связи на МЭО представлен на рис.1

Данный МКА позволяет создавать широкополосные (до 80 Мбит/с) внутрисотовые линии связи в диапазоне 20-30 ГГц.

МКА для подвижной и магистральной связи представлен на рис.2

На этом МКА подвижная связь осуществляется в диапазоне 11-14 ГГц, а магистральная (межспутниковая) в диапазоне 23-32 ГГц.

Орбитальная группировка из 24 таких МКА по 6 КА (в 4 плоскостях) позволяет организовать глобальную связь.

Основные характеристики типовых сетей, создаваемых с использованием МКА на МЕО.

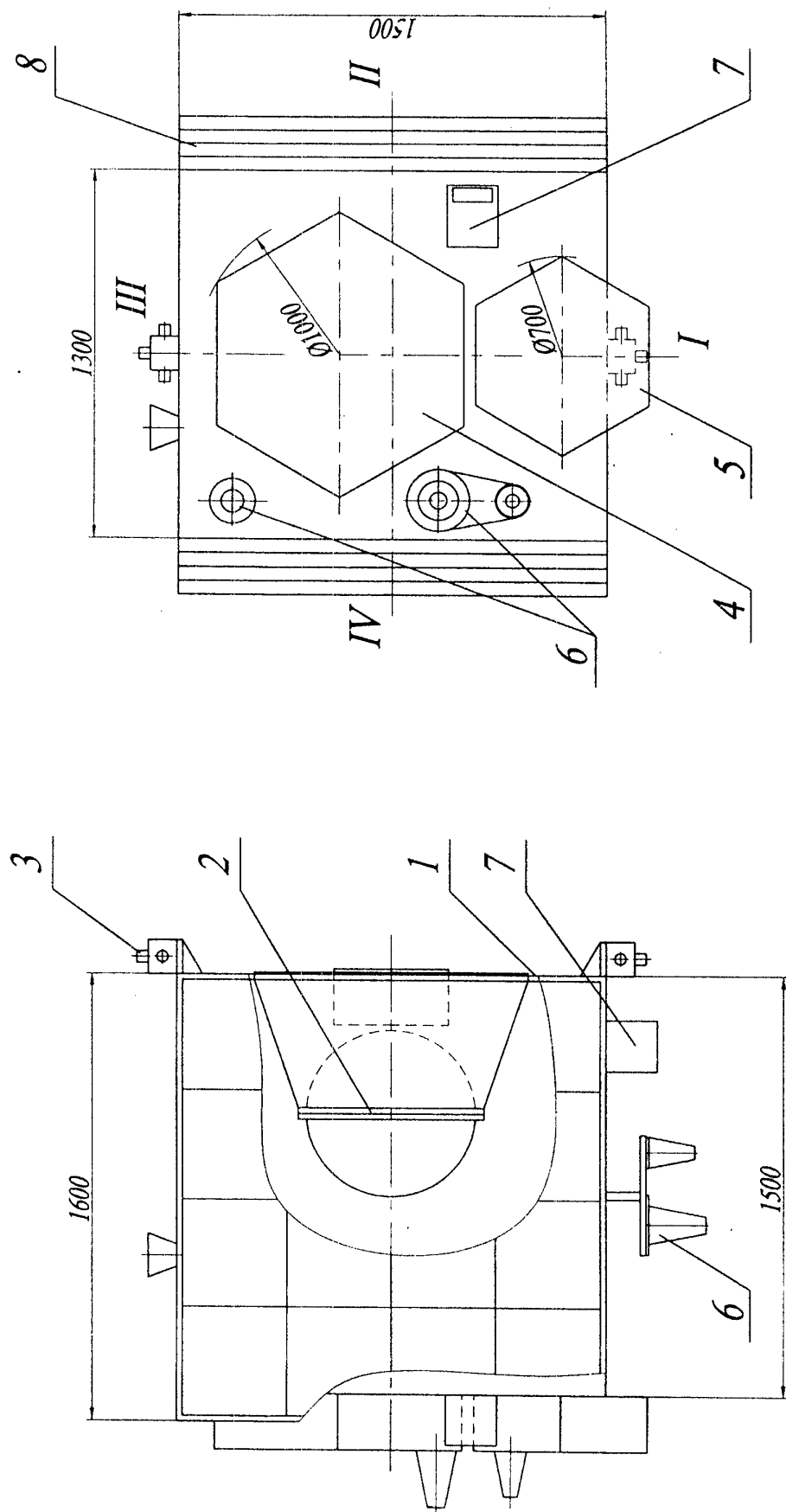
1. Внутрисотовая сеть мультимедиа и телевидения.	
Число возможных сот на 1 КА	625
Число рабочих сот	40
Пропускная способность для 1 соты	до 60 Мбит /с
Диапазон частот	20/30 ГГц
Скорость передачи информации:	
- от абонентской станции	до 2,048 Мбит/с
- от переносимого терминала	64 Кбит/с
2. Сеть связи с подвижными абонентами:	
Число сот на 1 КА	127
Пропускная способность для 1 соты	до 4 Мбит/с
Диапазон частот	7/8 ГГц
Скорость передачи информации:	
- от базовой станции к абоненту	до 1024 Кбит/с
- от абонента	до 384 Кбит/с

Выводы

МКА позволяют создавать ряд экономически выгодных, перспективных телекоммуникационных услуг, обеспечивая высокую конкурентоспособность на рынке космических телекоммуникаций.

Системы, создаваемые на их основе, благодаря малым финансовым затратам на создание и вывод МКА не требуют больших стартовых финансовых вложений и имеют хорошую возможность адаптивного поэтапного создания и адаптивного развития по отношению к запросам рынка, а также характеризуется пониженными рисками во время создания и эксплуатации. Все это делает весьма привлекательным создание таких систем на базе МКА для малых и развивающихся государств, а также персонализации малых систем для отдельных регионов и ведомств.

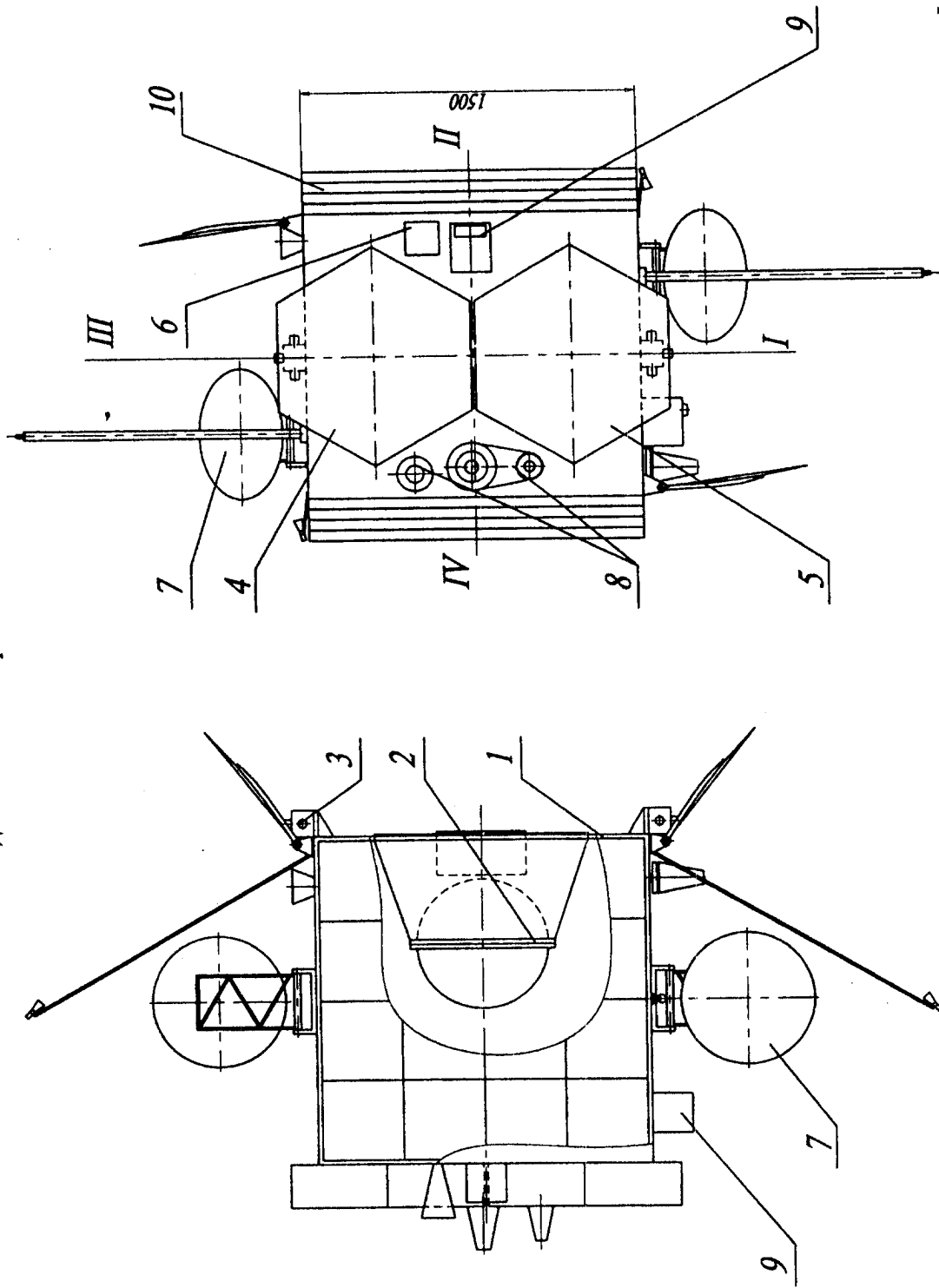
*Малый космический аппарат
внутрисовой связи*



1 - корпус с бортовой аппаратурой и оборудованием; 2 - ДУ с ЭРД; 3 - ДУ стабилизации; 4 - передающая ФАР; 5 - приемная ФАР; 6 - антенны БА КИС; 7 - ИК-вертикаль; 8 - батарея солнечная.

Рис. 1

Малый космический аппарат
 подвижной и магистральной связи



1 - корпус с бортовой аппаратурой и оборудованием; 2 - ДУ с ЭРД; 3 - ДУ стабилизации; 4 - передающая ФАР; 5 - приемная ФАР; 6 - приемопередающая рупорная антенна; 7 - антенны магистральной связи; 8 - антенны БА КИС; 9 - ИК-вертикаль; 10 - батарея солнечная.

Рис. 2

ПРЕИМУЩЕСТВА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МКА СВЯЗИ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

**Буравин А.Е., *Гришко М.И., **Карутин Н.В.*

*НПО машиностроения

143952, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, 33
факс: (095) 302-2001 E-mail: NPO@mashstroy.msk.su

тел. (095) 528-7370

*РНИИ КП

111250, г. Москва, ул. Авиамоторная, 53

тел. (095) 273-46-59

Аннотация: Рассмотрена схема реализации систем спутниковой связи с использованием кластерного подхода к развитию космического сегмента. Такой подход позволяет осуществить поэтапное освоение частотного ресурса орбитальной позиции за счет задействования малоразмерных спутников связи. Приведены достоинства такой схемы.

Коммерческая привлекательность использования тех или иных геостационарных спутников связи зависит от стоимости выведения одного условного транспондера в соответствующую орбитальную позицию.

Успехи, достигнутые ведущими производителями аппаратуры полезной нагрузки и служебных систем, а также опыт предприятий и научных организаций России по созданию и использованию электроракетных плазменных двигателей позволяют уже в настоящее время подойти к реализации проектов создания систем спутниковой связи, основанных на выведении на геостационарную орбиту малоразмерных спутников связи, оснащенных электроракетными плазменными двигателями, с использованием ракет-носителей среднего и легкого класса.

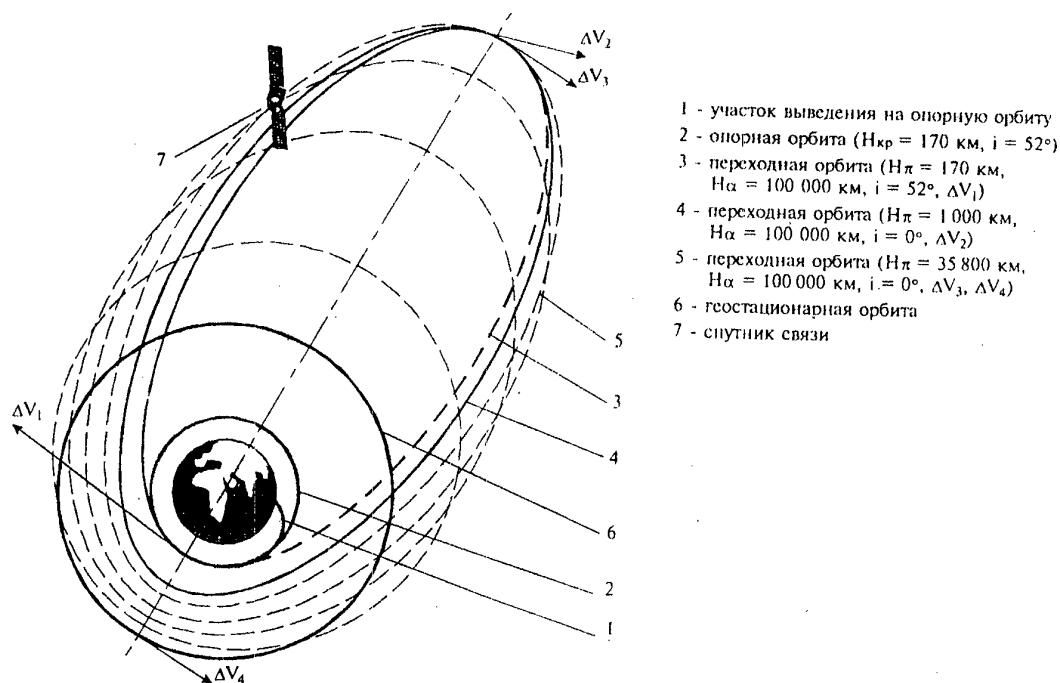
В НПО машиностроения выполняются проектные проработки вариантов унифицированной космической платформы малоразмерного геостационарного спутника связи с использованием в качестве средства выведения на орбиту конверсионной ракеты-носителя "Стрела", разработанной на базе снимаемой с боевого дежурства в соответствии с Договором о сокращении и ограничении стратегических наступательных вооружений МБР РС-18 (SS-19), или ракеты-носителя на базе МБР РС-20 (SS-18).

Схема выведения малоразмерного спутника связи на геостационарную орбиту ракетой-носителем "Стрела" с космодрома "Свободный" состоит из следующих участков (рис. 1):

- участок выведения спутника с разгонным блоком на круговую опорную орбиту высотой 170 км и наклоном 52° (общая масса 2100 кг);
- участок стабилизированного пассивного полета спутника с разгонным блоком по опорной орбите до пересечения ее с экваториальной плоскостью;
- участок перевода спутника на переходную высокоэллиптическую орбиту с параметрами: $H_\pi=170$ км; $H_\alpha=100\ 000$ км; $i=52^\circ$;
- участок перевода спутника с опорной на геостационарную орбиту.

Перевод спутника на высокоэллиптическую переходную орбиту осуществляется путем задействования твердотопливного разгонного блока. В результате обеспечивается приращение скорости 2909 м/с (с 7806 м/с до 10715 м/с), что соответствует скорости в перигее заданной высокоэллиптической переходной орбиты. Масса спутника в момент отделения от разгонного блока составляет 620 кг. Дальнейшее выведение на геостационарную орбиту осуществляется с помощью двигательной установки космического аппарата, включающей электроракетные двигатели малой тяги (трастеры). Эти двигатели отличаются высоким удельным импульсом порядка 1500 с. В составе

двигательной установки четыре одновременно работающих электроракетных двигателя



М70.

Рис. 1. Выведение малоразмерного спутника на геостационарную орбиту

Рассматривается следующая последовательность этапов перевода спутника с переходной орбиты на геостационарную:

Этап 1 - увеличение (за 2 витка) высоты перигея до величины 1 000 км, где отсутствует аэродинамическое торможение спутника.

Этап 2 - поворот (в течении 29 витков) плоскости орбиты исходного наклонения ($i=52^\circ$) до совпадения с экваториальной плоскостью ($i=0^\circ$).

Этап 3 - увеличение высоты перигея и снижение высоты апогея до 36 000 км, то есть перевод спутника на геостационарную орбиту. Для решения этой задачи двигательная установка включается на доразгон в районе апогея и на торможение в районе перигея.

В результате в течение примерно 150 суток космический аппарат выходит на геостационарную орбиту.

Все управление спутником осуществляется автономно, по заранее рассчитанной и введенной в бортовой вычислительный комплекс программе. Для контроля параметров орбиты и, при необходимости, ее коррекции на борту спутника имеется соответствующая измерительная аппаратура и командная радиоперехватная линия для связи с наземными станциями во время прохождения спутника вблизи Земли.

При использовании в качестве средства выведения ракеты-носителя "Стрела" масса спутника на геостационарной орбите составит 520 кг, из них 125 кг отведены для полезной нагрузки.

Энергетические характеристики ракеты-носителя "Стрела" и компоновка космической головной части представлены на рис. 2.

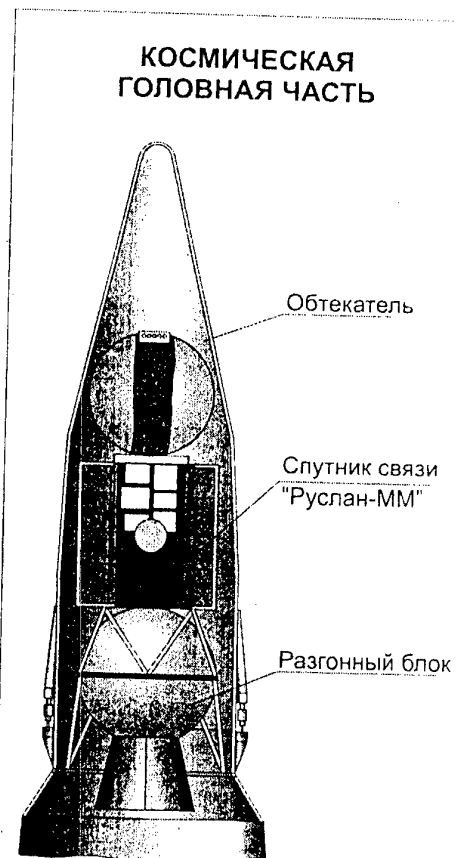
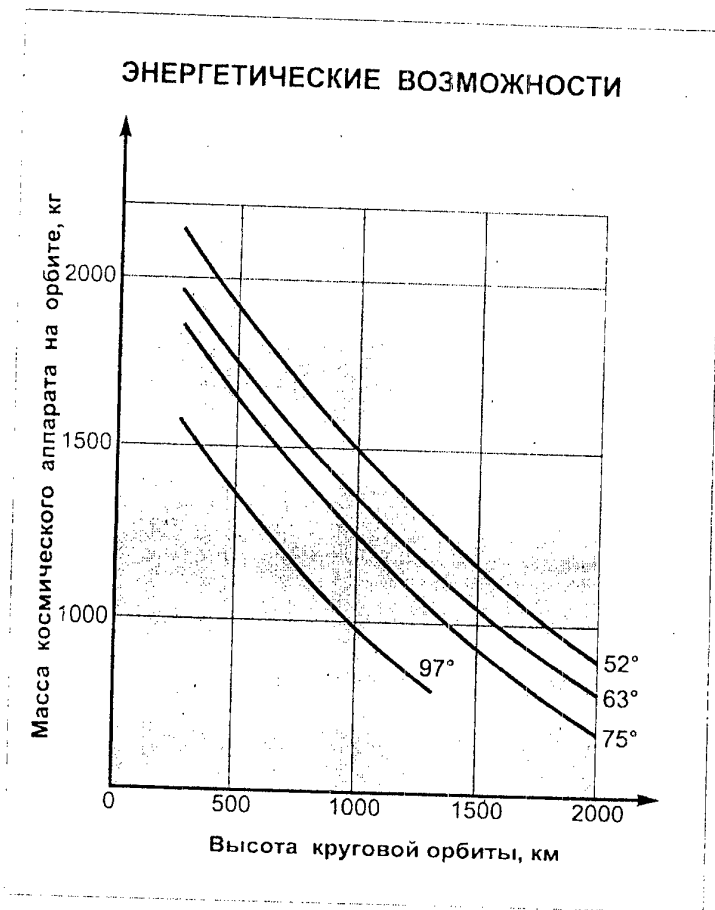


Рис. 2. Ракета-носитель "Стрела".

При использовании ракеты-носителя на базе МБР РС-20 масса КА на геостационарной орбите составит 1120 кг (масса полезной нагрузки 315 кг).

Сравнительный анализ традиционного варианта запуска полноразмерных геостационарных спутников связи тяжелыми ракетами-носителями класса "Протон", "Ариан-4, 5" и др. с предлагаемой схемой запуска в сочетании с кластерным подходом, позволяющим осуществить поэтапное освоение частотного ресурса орбитальной позиции, показывает несомненные преимущества последней, состоящие в следующем:

- Расширенные возможности по выведению связных КА на орбиту:
 - запуск в качестве попутной полезной нагрузки на ракете-носителе тяжелого класса;
 - более широкий выбор ракет-носителей среднего и легкого класса и, следовательно, вариативность в определении графика запусков;
 - запуск сравнительно недорогой ракетой-носителем на базе конверсионной МБР.
- Пониженный уровень риска, так как в случае аварии при запуске теряется только часть связной емкости спутника с полноразмерным бортовым ретранслятором.
- Возможность поэтапного и адаптивного к изменяющимся запросам местных компаний-операторов:
 - внедрения на региональный рынок услуг спутниковой связи;
 - освоения частотного ресурса;

- создания инфраструктуры земного сегмента системы спутниковой связи.
- Относительно невысокая стоимость транспондера на орбите, благодаря снижению расходов на:
 - выведение на орбиту;
 - страхование рисков.

Предварительные экономические оценки показывают, что при одинаковом качестве предоставляемых услуг спутниковой связи и сроке активного функционирования на орбите 10-12 лет малоразмерный спутник связи выгодно отличается от спутника с полноразмерным бортовым ретранслятором по критерию "стоимость транспондера, выведенного на орбиту", при этом выигрыш составляет от 7 до 35% в зависимости от конфигурации спутника и ракеты-носителя.

Сравнительный анализ схем реализации систем спутниковой связи с задействованием традиционного варианта полноразмерного спутника связи, выводимого тяжелым ракетой-носителем класса "Протон", с кластерным подходом к развитию космического сегмента, позволяющим осуществить поэтапное освоение частотного ресурса орбитальной позиции путем размещения в ней нескольких малоразмерных спутников связи, выводимых ракетами-носителями легкого класса, показывает определенные преимущества последней.

ADVANTAGES OF USE OF SMALL-SIZE COMMUNICATION SATELLITES ON A GEOSTATIONARY ORBIT

**Buravin A.E. *Grishko M.I., **Karutin N.V.*

***NPO Mashinostroyenia**

Gagarin Str. 33, Reutov, Moscow region, 143952, Russia

Fax: (095) 302-2001 E-mail: NPO@mashstroy.msk.su

Phone: (095) 528-7370

****RNII KP**

Aviamotornaya Str., 53, Moscow, 111250, Russia

Phone: (095) 273-4659

Abstract: The scheme of implementation of satellite communication system with using the cluster approach to development of a space segment is considered. Such approach allows to execute step-by-step run in of the frequency allocation of the orbital slot by using of the small-size communication satellites. The advantages of such scheme are present.

The commercial attractiveness of using different geostationary communication satellites depends on the cost of launch of one transponder in an require orbital slot.

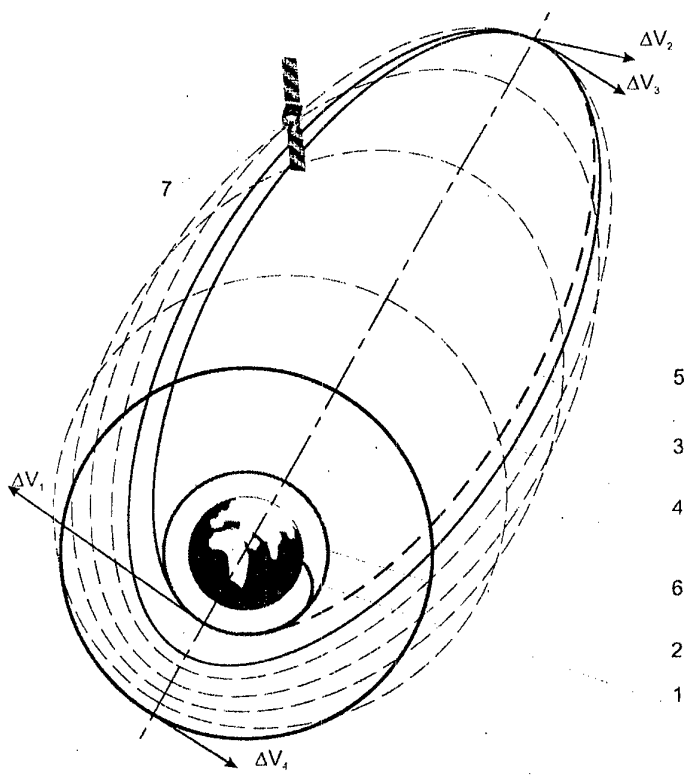
Success achieved by the leading manufacturers of payload equipment and support systems as well as experience of Russian enterprises and scientific organizations in creation and use of electric-rocket plasma engines allow right now to start implementation of satellite communication system projects based on the launch into a geostationary orbit small-size communication satellites equipped with electric-rocket plasma engines by medium and light-class launch vehicles.

NPO Mashinostroyenia performs design studying of versions of a unified bus of a small-size geostationary communication satellite. Launch vehicle "Strela" developed on the basis of a converted ICBM SS-19, or launch vehicle on the basis of ICBM SS-18 will be used for injection the satellite into a geostationary orbit.

The scheme of putting a small-size communication satellite into geostationary orbit by "Strela" launch vehicle from Svobodny Cosmodrome consists of the following stages (fig. 1):

- stage of injection of the satellite with the booster module into a circular reference orbit, altitude - 170 km, inclination - 52° (total mass is 2,000 kg);
- stage of stabilized coasting flight of satellite with the booster module on a reference orbit up to its crossing with an equatorial plane;
- stage of moving the satellite into a transfer high elliptical orbit with the following parameters: $H_p=170$ km; $H_a=100,000$ km; $i=52^\circ$;
- stage of transfer of the satellite from the reference orbit to the geostationary orbit.

The transference of the satellite into a high elliptical transfer orbit is performed by running a solid-propellant booster module. As a result, incremental velocity 2,909 m/s (from 7,806 m/s up to 10,715 m/s) is provided that corresponds to necessary velocity in a perigee of the preset high elliptical transfer orbit. The satellite mass at the moment of separation from the booster module amounts to 620 kg. The further injection into the geostationary orbit is carried out using the space vehicle propulsion system which includes low trust electric-rocket engines (plasma trusters). These engines are notable for high specific impulse about 1,500 s. The propulsion system includes four M70 electric-rocket engines operating simultaneously.



- 1 - stage of injection into a reference orbit
- 2 - reference orbit ($H_{circ} = 170 \text{ km}$, $i = 52^\circ$)
- 3 - transfer orbit ($H_{\pi} = 170 \text{ km}$, $H_{\alpha} = 100\,000 \text{ km}$, $i = 52^\circ$, ΔV_1)
- 4 - transfer orbit ($H_{\pi} = 1000 \text{ km}$, $H_{\alpha} = 100\,000 \text{ km}$, $i = 0^\circ$, ΔV_2)
- 5 - transfer orbit ($H_{\pi} = 35800 \text{ km}$, $H_{\alpha} = 100\,000 \text{ km}$, $i = 0^\circ$, ΔV_3 , ΔV_4)
- 6 - geostationary orbit
- 7 - communication satellite

Fig. 1. Injection of the small-size satellite into a geostationary orbit

The following sequence of stages of satellite transference from a transfer orbit on a geostationary orbit is considered:

Stage 1 - increase of the perigee altitude (during 2 revolutions) up to a value of 1,000 km where aerodynamic deceleration of the satellite is absent.

Stage 2 - turn (during 29 revolutions) of the orbital plane with initial inclination ($i = 52^\circ$) up to alignment with an equatorial plane ($i = 0^\circ$).

Stage 3 - increase of the perigee altitude and decrease of the apogee altitude up to 36,000 km, that is transference of the satellite into a geostationary orbit. For the solution of this problem the propulsion system is ignited to boost the satellite in the apogee zone and to decelerate it in the perigee zone.

As a result, the space vehicle is injected into a geostationary orbit during about 150 days.

Satellite control is carried out autonomously by the program computed in advance and loaded in the onboard computer unit. For the supervision of orbit parameters and, if necessary, their correction there is the appropriate measuring equipment and command radiolink for communication with ground stations when the satellite passes over the Earth in the perigee zone.

In case of using "Strela" launch vehicle, the satellite mass on a geostationary orbit will amount to 520 kg, payload mass will amount to 125 kg.

The lifting capabilities of "Strela" launch vehicle and configuration of space head section is shown on fig. 2.

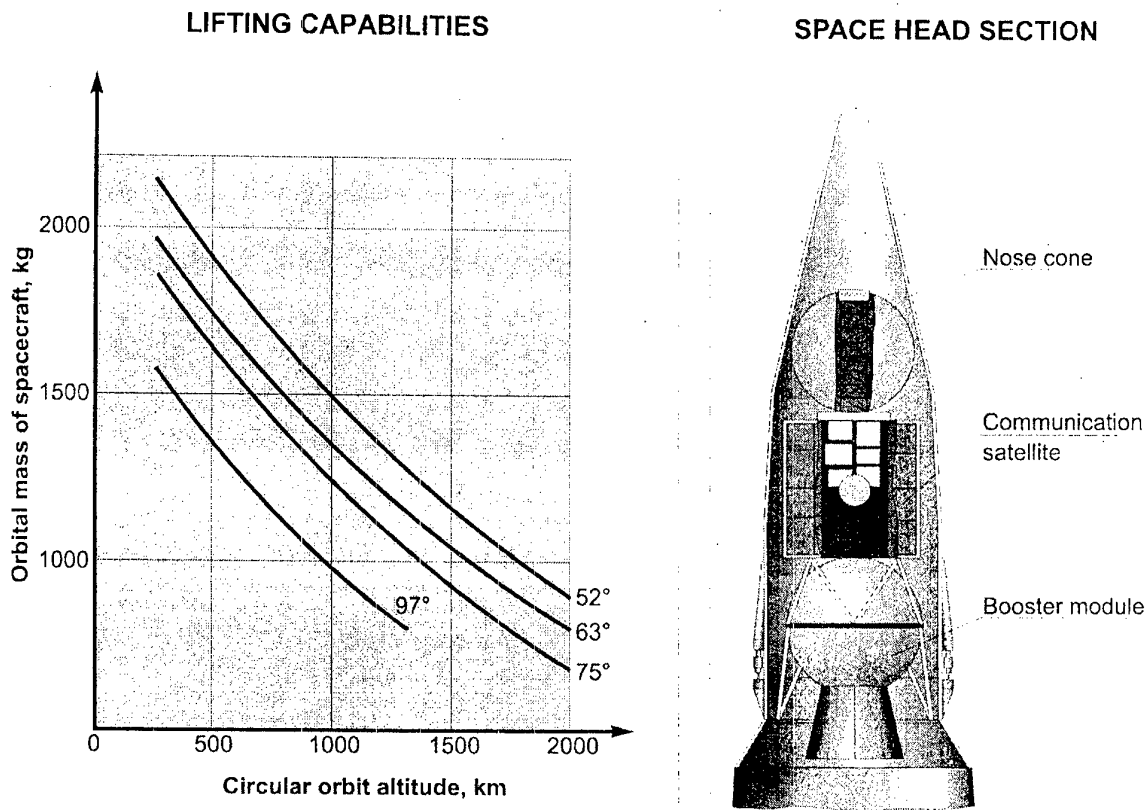


Fig. 2. "Strela" launch vehicle.

In case of using launch vehicle based on a converted ICBM SS-18, the satellite mass on a geostationary orbit will amount to 1120 kg, payload mass will amount to 315 kg.

The comparative analysis of traditional version of heavy communication geostationary satellites injected by heavy launch vehicles such as "Proton", "Arian-4", "Arian-5", etc. with the proposed scheme of injection in combination with the cluster approach allowing to execute step-by-step run in of the frequency allocation of the orbital slot shows doubtless advantages of the latter, consisting in following:

- Expanded capabilities in launching into orbit:
 - small communication satellite can be an piggyback payload while using a heavy class launch vehicle;
 - a wider choice of medium and light-class LVs and as a consequence, variety in launching schedule;
 - application of a relatively cheap LV based upon a converted ICBM for launching.
- Reduced level of risk as in an emergency case communication capacity equal to only a half of that of a heavy satellite is lost.
- Capability to completely adaptively meet the varying requirements of local operators by means stage-by-stage approach to:
 - entering into regional market of satellite communication services;
 - full-scale usage of a frequency band;
 - creation of a ground segment infrastructure for the satellite communication system.

- Relatively low cost of the orbital transponder due to reduction of expenses for:
 - launching into orbit
 - risk insurance.

Preliminary economic estimations show that with similar quality of services rendered by the communication satellite and similar 10-12-years operational lifetime a small-size communication satellite is more profitable than a standard heavy satellite in the criterion "cost of transponder launched into orbit", thus a profit will amount from 7 up to 35% in depending on satellite configuration and launch vehicle.

ПЕРСПЕКТИВНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА

Медведков Ю.В. (РКА), Иванов Н.М., Почукаев В.Н., Ревнивых С.Г., Сердюков А.И., Тихонов В.Ф. (ЦНИИМАШ), Ганженко В.П., Косенко В.Е., Чеботарев В.Е. (НПО ПМ), Иванов Н.Е., Салищев В.А. (РНИИКП).

1. Тенденции развития спутниковых навигационных систем и предпосылки для создания новой космической навигационной системы (КНС).

Опыт эксплуатации двух спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС и GPS вместе с анализом современных потребностей в точном и надежном навигационном обеспечении выявил ряд недостатков существующих систем и позволил определить направления их развития с целью расширения категорий и количества гражданских потребителей. К этим направлениям относятся:

- повышение точности, надежности и оперативности местоопределения подвижных потребителей, предъявляющих повышенные требования к навигации и безопасности движения (обеспечение посадки самолетов, судовождение в ограниченной акватории, железнодорожный и автомобильный транспорт, управление околоземными КА и др.);
- улучшение характеристик доступности, непрерывности, целостности (особенно в части оперативного доведения до потребителя информации о нарушениях штатной работы систем) навигационного поля;
- организация централизованного диспетчерского контроля (мониторинга) движения транспортных средств и формирование распределенных систем управления подвижными объектами с использованием космических технологий навигации и связи.

Существуют два подхода к решению вопросов развития КНС. Первый направлен на совершенствование характеристик действующих КНС и связан с созданием наземной сети станций мониторинга и подсистем дифференциальной навигации для улучшения характеристик точности и целостности навигационных полей; созданием совместной ГЛОНАСС/GPS аппаратуры потребителя для улучшения характеристик доступности и непрерывности; использованием связных услуг, предоставляемых

системами космической связи, для передачи дифференциальных поправок, информации о состоянии системы, организации контроля и управления подвижными объектами. Работы по этим направлениям ведутся в рамках таких международных программ, как EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay System), WAAS (Wide Area Augmentation System).

Второй подход предполагает построение новой КНС с более высокими характеристиками навигационного поля, чем у существующих систем, и ориентированной на гражданского потребителя с предоставлением дополнительных услуг. За последние два десятилетия предложено несколько проектов навигационных систем, претендующих заменить или дополнить функционирующие системы. Это проекты NAVSAT, GRANASS, GEOSTAR, GLOBSTAR и др.

Интерес к широкому внедрению существующих спутниковых технологий навигации и к проектам новой перспективной КНС заметно повысился в Западной Европе в середине 90-х годов как следствие четко выраженной направленности западно-европейского сообщества на достижение прогресса и независимости в части обеспечения высокоточной навигацией европейских гражданских потребителей. Так, в рамках европейской программы EGNOS проводятся работы, связанные с исследованием новых спутниковых технологий навигации и вопросами построения перспективных КНС (программы ARTES, NAFEX). В этот же период специалистами российских организаций (РКА, НПО ПМ, РНИИ КП, ЦУП-М) совместно с немецкими специалистами (фирма DASA) проведены исследования в области создания новой космической навигационной системы (программа PROPANASS). Результаты исследований подтвердили возможность создания новой КНС с характеристиками, превышающими современный уровень навигационных систем, а также расширяющей спектр предоставляемых услуг дополнительной функцией двусторонней цифровой связи.

Основные положения концепции новой КНС приводятся ниже.

2. Цели создания и области применения перспективной КНС

Предлагаемая КНС предназначена для формирования глобального или регионального навигационного поля с более высокими характеристиками по точности, доступности, целостности и др., чем у существующих систем GPS, ГЛОНАСС, в интересах широкого круга

гражданских потребителей. Кроме основного назначения система может использоваться в качестве инструмента для создания оперативного дистанционного контроля и управления подвижными объектами, рассредоточенными на больших площадях.

К приоритетным направлениям использования новой КНС относятся:

- управление воздушным транспортом;
- навигационно-связное обеспечение морского транспорта;
- контроль и управление железнодорожным транспортом;
- обнаружение, контроль и ликвидация последствий чрезвычайных ситуаций, спасение терпящих бедствие;
- мониторинг и управление автотранспортом и контейнерными перевозками;
- сбор метеоданных с метеозондов, организация мониторинга метеоусловий.

3. Требования к системе

К перспективной КНС предъявляются следующие общие требования:

- независимость от существующих систем GPS, ГЛОНАСС;
- эксплуатация и управление системой под международным гражданским контролем;
- более высокие показатели точности, надежности, целостности, непрерывности и доступности навигационных услуг, чем у существующих систем;
- отсутствие селективного доступа;
- предоставление, наряду с навигацией, услуг по двусторонней цифровой связи потребителя с центром, включая трансляцию информации для потребителей о целостности системы и широкозонных дифференциальных поправок.

На основе требований потребителей сформулированы основные требования к системе, а именно:

1. Орбитальная конфигурация должна обеспечивать:

- полное покрытие земной поверхности для глобальной системы и покрытие зоны 10° с.ш. - 65° с.ш., 11° з.д. - 61° в.д. для европейской системы;
- 95%-ю вероятность нахождения в рабочей зоне видимости при угле места $G_{p \geq 15^\circ}$ не менее 5 спутников ($P(N_{\text{вид}} \geq 5) \geq 0.95$).

2. Характеристики распределения значений геометрических факторов GDOP (PDOP), приведенная ошибка в псевдодальности должны обеспечивать точность (2σ) местоопределения по прямым измерениям в пределах 5-10 м.

Точность 0.5-5 м должна достигаться с использованием методов и средств дифференциальной навигации или режима измерений на "фазе несущей".

3. Время реакции системы на неисправность \approx 2-3 с.

4. Связь должна быть глобальной (охватывать всю зону обслуживания для региональной системы) и непрерывной по времени.

Суммарная средняя пропускная способность связного канала для обеспечения цифровой связью потребителей в европейском регионе \approx 2 Мбит/с.

5. Контроль состояния спутниковой системы должен быть непрерывным и глобальным. Контроль и управление должны обеспечиваться с максимальным использованием навигационных и связных функций самой системы.

4. Принципы построения и основные характеристики перспективной КНС

Орбитальные конфигурации

Наиболее перспективным классом орбит для построения как глобальной, так и региональной систем, удовлетворяющих упомянутым требованиям, являются *геосинхронные наклонные орбиты (ГСНО) (включая геостационарные орбиты (ГСО))*.

Конфигурация, которая при минимальном числе спутников – 24 – обеспечивает выполнение условий $P(N_{\text{вид}} \geq 5) \geq 0.95$; $P(\text{GDOP} \leq 5) \geq 0.95$; $G_{\text{рз}} \geq 15^\circ$ в глобальном варианте имеет следующие характеристики: количество спутников – 24; количество орбитальных плоскостей, разнесенных на 120° по долготе – 3; наклонение – $60 - 65^\circ$; период – 24 часа.

Избыточное число НКА – 3-6 (по отношению к 24 НКА "минимальной" конфигурации) позволяет построить систему, устойчивую к выходу из строя 1-2 НКА. Примером такой системы является система, состоящая из 30 НКА (3×10).

Региональная (европейская) система, удовлетворяющая требованиям на всем суточном интервале, может быть построена на базе 15 НКА, выбранных из "минимальной" конфигурации (24 НКА) глобальной системы.

Проведены предварительные исследования конфигураций для региональных систем, не являющихся частью глобальной системы. Показано, что могут быть построены системы, удовлетворяющие всем перечисленным выше требованиям на всем суточном интервале, с числом НКА порядка 10-12.

Проведенный анализ устойчивости орбитальных конфигураций по отношению к возмущающим факторам подтвердил возможность поддержания орбитальных конфигураций в требуемых пределах путем периодически проводимых коррекций. При этом на поддержание ориентации и коррекцию орбиты навигационного КА требуется не более 25 кг топлива при времени

активного существования спутника 10 лет. Предложена оптимальная стратегия проведения корректирующих маневров, учитывающая особенности ухода спутников из "номинальной точки".

Частотные диапазоны системы

На основе исследования достижимых точностей, доступности частотных диапазонов, габаритно-массовых характеристик аппаратуры и ее энергопотребления *определены частотные диапазоны работы системы:*

- для навигационного сигнала - основной вариант: три частоты в L-диапазоне, спектр двух из которых близок к диапазону частот ГЛОНАСС (запасной вариант: одна частота в L-диапазоне, вторая в С-диапазоне); частота дальномерного кода равна 8 - 10 МГц;
- для связного сигнала - основной вариант: S-диапазон для мобильной связи (запасной вариант: С-диапазон), X-диапазон для фидерной связи.

Весовые и энергетические характеристики

С учетом перспективных технологий *определены основные весовые и энергетические характеристики* навигационной и связной полезной нагрузки, служебных подсистем космического аппарата, определены *компоновочная схема и общий облик космического аппарата*, его суммарные весовые и энергетические характеристики, которые составляют: общая масса спутника - 1000 - 1250 кг; общее энергопотребление - 1325 - 2550 Вт.

Развертывание системы

Для развертывания орбитальной группировки предложено два варианта: одиночный запуск - носитель "Союз-2" с разгонным блоком "Фрегат" (космодром Плесецк); групповой запуск - носитель "Протон-М" с разгонным блоком "Бриз-М" (космодром Байконур).

Наземный сегмент управления

Сформулированы принципы организации управления системой и ее мониторинга, базирующиеся на идее использования сети наземных командно-телеметрических и контрольно-измерительных станций, выполняющих функции приема/передачи командно-телеметрической и измерительной информации, синхронизации времени, мониторинга системы и обменивающихся информацией с Центром управления системой с использованием служебного (фидерного) канала спутниковой навигационно-связной системы.

Потребительский сегмент

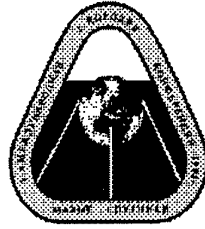
На данном этапе исследований предварительно определены четыре основных класса потребительской аппаратуры, отличающиеся габаритно-

массовыми характеристиками, скоростью приема/передачи данных, потребляемой мощностью. Это:

- массовая портативная аппаратура потребителя;
- портативная аппаратура типа "Ноутбук";
- аппаратура для мобильных объектов;
- стационарная аппаратура для применения в морском флоте, авиации, ж.-д. транспорте.

Для каждого класса определены основные характеристики. Кроме того, определены структура и состав средств потребительских операционных центров.

Предлагаемый вариант перспективной КНС базируется на современных технологиях и элементной базе и не требует проведения дополнительных научно-исследовательских разработок. С учетом опыта, накопленного ведущими российскими предприятиями в области космической навигации, проектирование и создание основных элементов системы (включая подготовку и запуск 1-2 экспериментальных КА) реально к началу следующего десятилетия.



**1-я МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ-ВЫСТАВКА
МАЛЫЕ СПУТНИКИ
НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, ДОСТИЖЕНИЯ. ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ
МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В НОВОМ ТЫСЯЧЕЛЕТИИ**

**1-st ANNUAL INTERNATIONAL CONFERENCE & EXHIBITION
SMALL SATELLITES
NEW TECHNOLOGIES, ACHIEVEMENTS, PROBLEMS AND PROSPECTS
FOR INTERNATIONAL CO-OPERATION IN THE NEW MILLENNIUM**

**СЕКЦИЯ VII:
СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ**

**SESSION VII:
LAUNCH CAPABILITIES**

Руководители:

**А.Н.Кузнецов, РКА, Россия
Г.А. Ефремов, НПО МАШ, Россия**

Chairpersons:

**Alexander N. Kuznetsov, RSA, Russia
Gerbert A. Efremov, NPO MASH, Russia**

- VII.1 Возможности и перспективы использования МБР и БРПЛ в качестве средств выведения малых спутников
В. Уткин, А. Осадченко, П. Браславский, И. Шаров,
ЦНИИМАШ, Россия
- VII.2 Легкие ракеты-носители на базе баллистических ракет, снимаемых с вооружения. Перспективы российского и украинского сотрудничества
С. Конюхов, Ю. Сметанин, О. Дробахин, ГKB "Южное",
Украина
- VII.3 Ракета-носитель «Стрела». Перспектива использования космодромов «Свободный» и «Байконур»
Г. Ефремов, НПО МАШ, Россия
- VII.4 Перспективы коммерческого использования ракеты-носителя "Рокот"
О. Роскин, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, Россия
- VII.5 Возможность запуска малогабаритного КА ракетами-носителями многоцелевого транспортельного ракетно-космического комплекса семейства «Старт»
Ю. Соломонов, А. Суходольский, С. Зинченко,
Ю. Жирухин, ГП "МИТ", Россия
- VII.6 Легкие ракеты-носители на базе БРПЛ
И. Величко, Г. Сытый, В. Могиленко, Ю. Усолкин,
ГРЦ им. Макеева, П. Браславский, ЦНИИМАШ, Россия
- VII.7 Перспективные многоразовые аэро-баллистические и аэро-космические орбитальные и суборбитальные ракетно-космические системы легкого класса
Л. Васильев, А. Ильин, Ц. Соловьев, ЦНИИМАШ, Россия
- VII.8 Воздушно-космический комплекс МИГ-31С
М. Коржув, Э. Костурбский, АНПК "МИГ", Россия
- VII.9 Многоцелевое применение разгонных блоков - одно из перспективных направлений развития ракетной техники
Р. Алимов, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, Россия
- VII.10 Анализ энергетических затрат при выведении малых спутников на геостационарную орбиту с применением двигателя малой тяги
В. Васильев, Э. Кодолов, С. Пидоненко, ГKB "Южное",
Украина

- VII.1 **Opportunities and Prospects of Using Intercontinental Ballistic Missiles and Submarine-Launched Ballistic Missiles as Small Spacecraft Launch Capabilities**
V. Utkin, A. Osadchenko, P. Braslavsky, I. Sharov, TsNIIMASH, Russia
- VII.2 **Light Launch Vehicles Based on Ballistic Missiles. Russia and the Ukraine Co-operation Prospects.**
S. Konyukhov, Yu. Smetanin, O. Drobakhin, "Yuzhnoe" SDO, the Ukraine
- VII.3 **STRELA Space Launch Vehicle - Prospects to Use the Svobodnyi and Baikonour Launch Sites**
G. Efremov, NPO MASH, Russia
- VII.4 **Prospects of Launch Vehicle "Rokot" Commercial Use**
O. Roskin, Khrunichev GKNPTs, Russia
- VII.5 **Opportunities for Small-Size Spacecraft Launches by Launch Vehicles from the Multi-Purpose Mobile Rocket and Space Complex of the START Family**
Yu. Solomonov, A. Sukhadolsky, S. Zinchenko, Yu. Zhirukhin, GP "MIT", Russia
- VII.6 **Submarine-Launched Ballistic Missile-Based Light Launch Vehicles**
I. Velichko, G. Sytyi, V. Mogilenko, Yu. Usolkin, Makeev GRTs, P. Braslavski, TsNIIMASH, Russia
- VII.7 **Advanced Reusable Aeroballistic and Aerospace Orbital and Sub-orbital Light Rocket and Space Systems**
L. Vasilyev, A. Ilyin, Ts. Soloviev, TsNIIMASH, Russia
- VII.8 **The Aero-Space Complex MIG-31S**
M. Korjuev, E. Kosturbsky, ANPK "MIG", Russia
- VII.9 **Multi-Purpose Usage of Boost Modules as One of Advanced Areas of Rocket Technology Development**
R. Alimov, Khrunichev GKNPTs, Russia
- VII.10 **Power Consumption Analysis for Small Spacecraft GEO Injection Using a Low-Thrust Engine**
V. Vasilyev, E. Kodolov, S. Pidonenko, "Yuzhnoe" SDO, the Ukraine

Возможности и перспективы использования МБР и БРПЛ в качестве средств выведения малых спутников

В. Уткин, А. Осадченко, П. Браславский, И. Шаров
ЦНИИМаш
141070 г. Королев, Московская область,
ул. Пионерская, 4
Факс: (095) 5135649

Статья посвящена анализу возможностей создания и перспективам использования для выведения малых спутников подлежащих ликвидации баллистических ракет наземного и морского базирования. Отмечается, что в существующих условиях ограниченного финансирования космических программ, применение относительно дешевых конверсионных ракет-носителей будет способствовать практической реализации новых космических технологий и развертыванию спутниковых систем на основе малых КА.

Состояние разработки и создания конверсионных ракет-носителей

В настоящее время проводится широкомасштабное сокращение стратегических наступательных вооружений. Значительная часть ракет уже ликвидирована, однако в ближайшие 10 лет предстоит снять с вооружения более 1000 ракет наземного и морского базирования. Уничтожение такого количества ракет является дорогостоящей и экологически опасной процедурой. В то же время договорами СНВ предусмотрена возможность использования боевых ракет в мирных целях для запуска космических объектов. По этому вопросу имеется ряд постановлений Правительства РФ, одобрена "Федеральная целевая программа промышленной утилизации вооружений и военной техники на период до 2000 года", в которой также предусмотрены работы по переоборудованию МБР и БРПЛ в ракеты-носители КА.

ЦНИИМаш, НИИ и КБ отрасли были проведены соответствующие проектные исследования и показана техническая возможность и экономическая целесообразность использования значительной части снимаемых с вооружения ракет по новому назначению. При этом одновременно решается задача их ликвидации методом пуска. Основные проекты конверсионных ракет-носителей приведены на рис. 1.

Максимальные энергетические характеристики имеет РН "Днепр", создаваемая на базе МБР РС-20. Даже практически в штатном варианте эта ракета со стартовой массой около 210 т может вывести на низкую орбиту до 4,5 т полезного груза. При этом доработки ракет будут заключаться в изменении алгоритма СУ, обеспечении электрических связей с КА, установке телеметрических систем и изготовлении новой рамы для установки и отделения КА. Применение на РН "Днепр" дополнительной разгонной ступени позволит выводить на низкие орбиты более 5 т полезного груза или существенно поднять высоту орбиты (вплоть до реализации траектории к ближайшим планетам). В апреле 1998 г. с космодрома Байконур успешно проведен де-

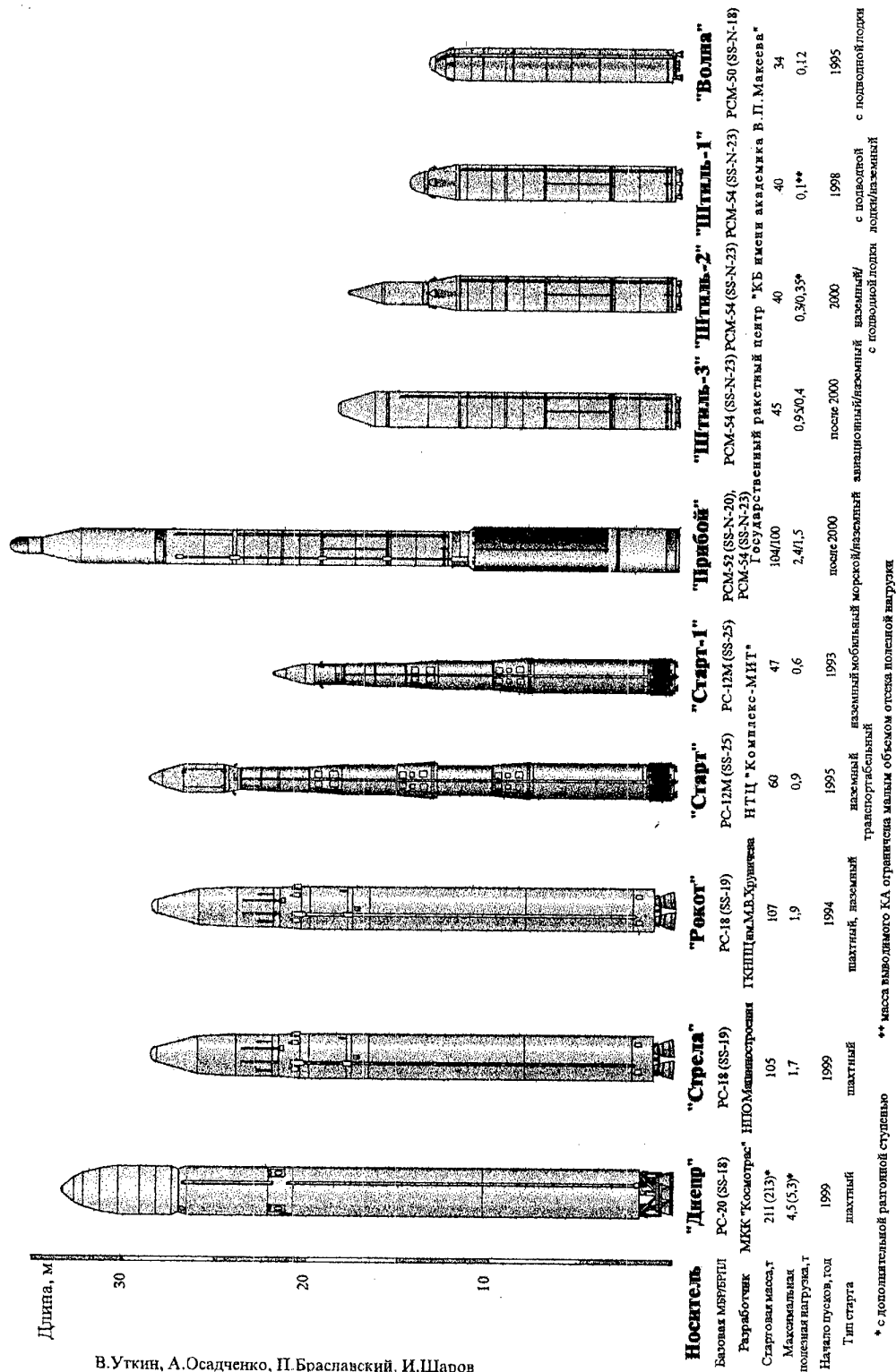


Рис. 1 Ракеты-носители на базе конвертируемых МБР и БРПЛ

В. Уткин, А. Осадченко, П. Браславский, И. Шаров

зоваться технологии и элементы ракет РСМ-52 и РСМ-54, планируется реализовать новые виды базирования и старта (корабельный, самолетный).

Ракета-носитель "Волна", созданная на базе БРПЛ РСМ-50, (стартовая масса около 34 т) используется, в первую очередь, при пусках по баллистическим траекториям для решения задач отработки технологий получения материалов в условиях кратковременной микрогравитации и других исследований. Началом коммерческого использования конвертируемых БРПЛ можно считать пуск в 1995 году РН "Волна" с термомоноконвекционным модулем Бременского университета (Германия).

Использование в конверсионных ракетах уже разработанной и изготовленной материальной части предопределяет существенно меньшие затраты на создание РКК и проведение пусков РН.

Основные направления использования

Анализ возможностей конверсионных РН (по энергетике, габаритам полезного груза, надежности, срокам эксплуатации, располагаемому количеству ракет и т.д.) показал, что использование этих ракет, и в первую очередь РН "Днепр", позволит выполнить все задачи Федеральной космической программы России по выведению КА легкого класса, а также проводить коммерческие запуски зарубежных КА.

Наиболее перспективно использование конверсионных ракет в системах низкоорбитальной связи, дистанционного зондирования Земли, метеорологии и навигации, как у нас в стране, так и за рубежом. Возможно широкое применение этих ракет для проведения научных экспериментов в космосе (космическая технология, изучение космического пространства и др.). Заявки на проведение пусков в этих целях поступают от Российской академии наук, различных российских и зарубежных фирм. Большой интерес представляют проекты использования баллистических ракет для создания глобальных систем оперативной помощи терпящим бедствие в океане, систем борьбы с тропическими циклонами и другие.

Реализация многочисленных проектов создания КА легкого и сверхлегкого классов даст возможность найти свою нишу практически каждой из предлагаемых ракет.

Основными сдерживающими факторами по созданию и использованию конверсионных ракет является отсутствие необходимых финансовых средств и преграды зарубежных ракетных фирм проникновению относительно дешевых средств выведения на международный космический рынок. Одним из путей решения этой задачи является создание совместных предприятий, или заключение соглашений с зарубежными фирмами, в которых иностранная сторона будет обеспечивать инвестирование проекта и маркетинг ракет-носителей на зарубежном рынке. Этот путь и реализуется сейчас при создании конверсионных ракет.

Таким образом, в существующий переходный период формирования российской системы космических средств выведения, когда в условиях ограниченного финансирования создание новой ракеты-носителя легкого класса ожидается не ранее 2007-2010 г.г., а выпуск старых легких ракет-носителей уже прекращен, выход из создавшегося положения возможен путем переоборудования в РН баллистических ракет, снимаемых с вооружения.

монстрационный пуск прототипа РН "Днепр". С 1999 г. планируется начать коммерческие пуски ракеты.

Для реализации проекта "Днепр" создана Международная космическая компания "Космотрас" (в нее входят ГKB "Южное", ПО "Южмашзавод", АО "Хартрон", Рособщемаш, АСКОНД, ЦНИИМаш и др.) В Согласованном Заявлении Президентов России и Украины от 31.05.97 г. создание комплекса "Днепр" определено как приоритетная задача.

ГК НПЦ им. М.В. Хруничева разработана РН "Рокот", использующая блок ускорителя МБР РС-18 и разгонный блок (РБ) "Бриз". Стартовая масса ракеты - 107 т, масса полезной нагрузки на низкой орбите - до 1,9 т. В 1994 г. из ШПУ космодрома Байконур проведен первый успешный пуск этой РН с выведением на околоземную орбиту спутника связи. С 1999 г. планируется проводить пуски РН "Рокот" с космодрома Плесецк из наземной переоборудованной ПУ РН "Космос".

НПО Машиностроения подготовлен проект РН "Стрела" на базе МБР РС-18 (стартовая масса - 105 т, полезная нагрузка - до 1,7 т). Первый пуск предполагается в 1999 г. с космодрома Байконур.

НТЦ "Комплекс-МИТ" (Московский институт теплотехники) разработано семейство транспортабельных РН "Старт", использующих технологии и элементы подвижного РК РС-12М (полезная нагрузка РН "Старт-1" - до 0,6 т, стартовая масса - 47 т), РН "Старт" - соответственно 0,9 т и 60 т. В 1993 г. проведен первый пуск РН "Старт-1" (успешный), в 1995 г. - РН "Старт" (аварийный). Пуски проведены с наземных ПУ космодрома Плесецк. В 1997 г. с нового космодрома Свободный проведено два коммерческих пуска РН "Старт-1".

КБ "Южное" подготовлено предложение по использованию твердотопливной МБР РС-22 для запуска КА массой до 1,5 т. Пуски можно проводить из ШПУ космодрома Плесецк, или с железнодорожной платформы.

ГРЦ "КБ им. академика В.П. Макеева" разработано несколько проектов РН на базе БРПЛ.

Одним из таких проектов является комплекс "Штиль", разрабатываемый на базе БРПЛ РСМ-54 (стартовая масса ракеты около 40 т).

Первый этап разработки - РН "Штиль-1". В этом варианте полезная нагрузка (массой до 100 кг) размещается в штатном отсеке, пуски ракеты осуществляются с подводной лодки типа "Дельфин". В июле 1998 г. с подводной лодки успешно произведен первый пуск РН "Штиль-1" с выведением на околоземную орбиту немецкого малого спутника.

На втором этапе (РН "Штиль-2") проводятся доработки ракеты в части увеличения отсека полезной нагрузки и установки (при необходимости) дополнительной разгонной ступени. Масса полезного груза РН "Штиль-2" возрастет до 350 кг. Пуски РН "Штиль-2" могут проводиться с наземного стартового комплекса.

Проекты РН "Прибой" и "Штиль-3" в авиационном ("Аэрокосмос") и наземном ("Северкосмос") вариантах обладают существенно большими энергетическими возможностями, чем РН "Штиль-1". Они имеют стартовую массу до 104 т ("Прибой") и около 45 т ("Штиль-3"). Эти РН способны доставлять на низкие орбиты КА массой: до 2,4 т ("Прибой"), до 0,95 т ("Аэрокосмос"), до 0,4 т ("Северкосмос"). В этих проектах должны исполь-

ICBM and SLBM Using Possibilities and Prospects as Means for Small Satellites Launch

V.Utkin, A.Osadchenko, P.Braslavskii, I.Sharov
TsNIIMash
141070 Korolev, Moscow district,
Pionerskaya, 4
Fax: (095) 5135649

This paper addresses the possibilities of implementation and prospects of utilization analysis to be destruction ground and sea-based ballistic missiles for small satellites launching. It is stated that in existing conditions of space programs limited funding relatively low-cost conversion Launch Vehicles (LV) utilization will promote practical implementation of new space technologies and based on small spacecrafts (S/C) satellite systems development.

State of Conversion Launch Vehicles Development and Production

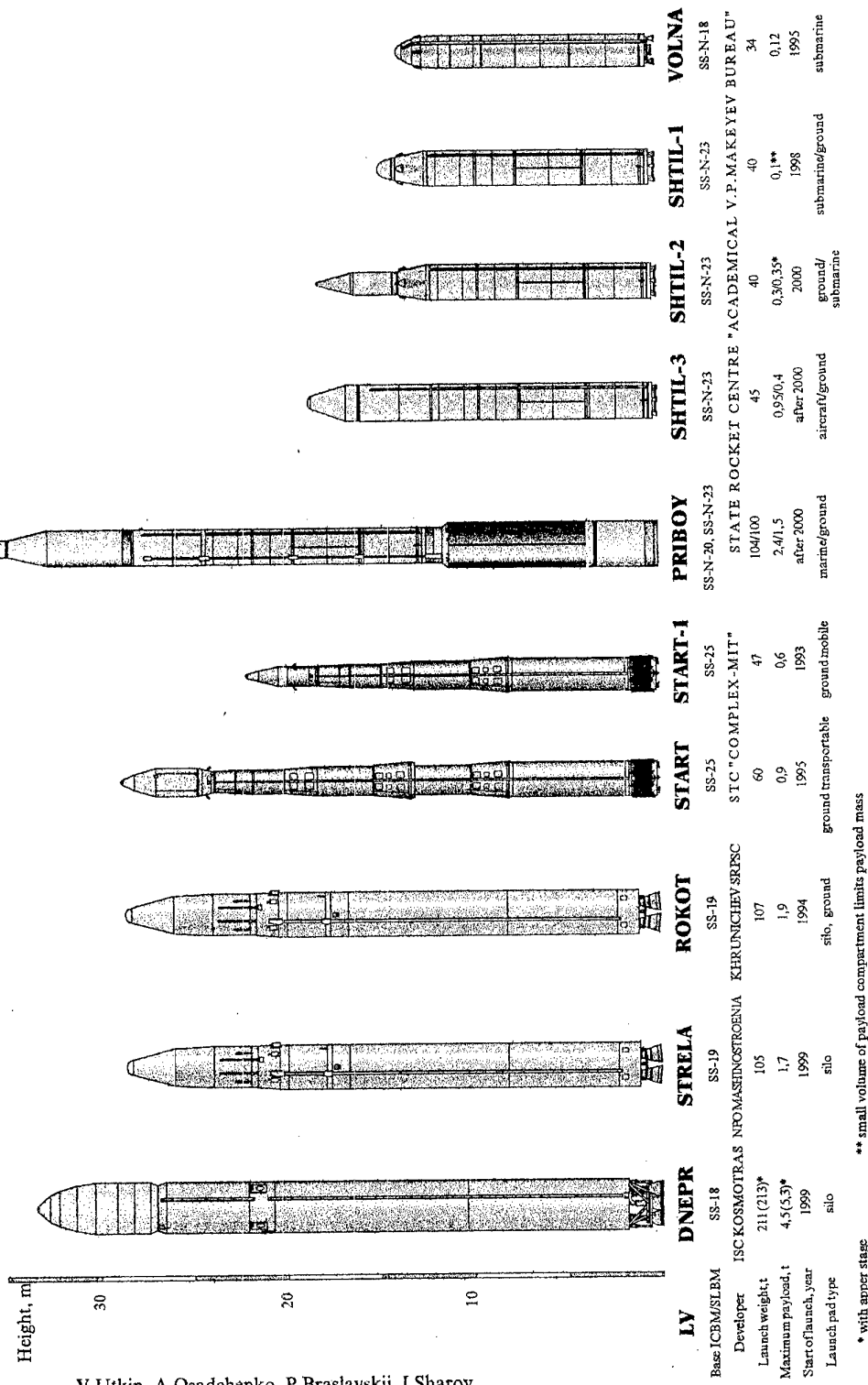
Nowadays a large scale strategic weapons limitation is being performed. Most of the missiles were destroyed already, yet during the nearest 10 years it is necessary to remove more than 1000 ground and sea-based missiles from service. Destruction of such quantity of missiles is an expensive and ecologically dangerous procedure. At the same time agreements on strategic offensive weapons allow possibility of military missiles utilization as space objects launched for peace purposes. There are some RF Government decisions on this item. "The Federal target program of weapons and military technics industrial utilization up to 2000th year" was approved. In this program also provisioned the works on reequipping of Intercontinental Ballistic Missile (ICBM) and Submarine-Launched Ballistic Missile (SLBM) into LVs for S/C.

Branch design bureaus, scientific-research institutes and TsNIIMash have executed appropriate design investigations and demonstrated technical possibility and economical expediency of the great portion of removed from service missiles using for new purposes. Simultaneously it solves the task of their liquidation with the help of launching. The figure 1 shows the basic designs of conversion LVs.

The "Dnepr" LV developed on the base of SS-18 ICBM has the maximum power performance. Even practically in the baseline option this missile with launch weight about 210t can place into Low Earth Orbit (LEO) payload with weight up to 4,5t. By this the missiles upgrading will include control system algorithm modification, electrical connections with spacecraft providing, telemetry systems installing and producing of new frame for S/C mounting and separating. Utilization of additional upper stage with "Dnepr" missile will allow to place into LEO more 5t of payload or essentially to raise orbit height (up to flights to the nearest planets). The "Dnepr" LV prototype was launched successfully for demonstration purpose from Baikonur cosmodrome in April 1998. It is planned to begin missiles commercial launchings in 1999.

For "Dnepr" project realization the "Kosmotras" International Space Company (ISC) (including State Design Bureau "Yuzhnoe", Production Association "Yuzhmashzavod", Stock Company "Khartron", Rosobschemash, ASCOND, TsNIIMash and oth.) was established. The complex "Dnepr" creation was defined as priority task in joint statement of Russia and Ukraine presidents 31.05.97.

Khrunichev State Research and Production Space Center (Kh SRPSC) developed the LV "Rokot" which used booster from SS-19 ICBM and "Breeze" upper stage. Weight at launching is 107t, payload weight at LEO — up to 1,9t. First successful launching of this missile was executed from Baikonur cosmodrome silo-launcher with placing into orbit communication satellite in 1994. It is planned to start LVs "Rokot" launchings from upgraded ground "Cosmos" launcher of Plesetsk cosmodrome since 1999.



V. Utkin, A. Osadchenko, P. Braslavskii, I. Sharov

Figure 1. Launch vehicles on base of ICBM and SLBM conversion.

** small volume of payload compartment limits payload mass

* with upper stage

Scientific-Production Machine Building Association (NPO Mashinostroenia) prepared the «Strela» LV project on SS-19 ICBM base (launch weight is 105t, payload weight — up to 1,7t). The first launching is planned in 1999 from Baikonur cosmodrome.

Scientific and Technological Center (STC) «Complex-MIT» (Moscow Institute of Heat Engineering) developed transportable LVs family using elements and technologies of transportable SS-25 missile complex (launch weight — 47t, «Start-1» LV payload weight — up to 0,6t), «Start» LV — 60t and 0,9t accordingly. The first launching of «Start-1» LV was executed in 1993 (successful), «Start» LV launching — in 1995 (emergency). Launchings were executed from the ground launchers of Plesetsk cosmodrome. Two commercial launchings of «Start-1» LV were executed from «Svobodny» cosmodrome in 1997.

The «Yuzhnoe» Design Bureau prepared the proposal on the use of solid-propellant SS-24 ICBM for S/C with weight up to 1,5t launching. It is possible to execute launchings from Plesetsk cosmodrome silo or from platform.

The State Rocket Center Makeyev Design Bureau developed some LVs projects on base SLBMs.

One from these projects is «Shtil» complex developed on the base of SS-N-23 SLBM (missile launch weight is about 40t).

The first phase of development is «Shtil-1» LV. In this option the payload (weight up to 100kg) is accommodated in existing compartment, launchings are executed from «Dolphin» type submarine. The «Shtil-1» LV first successful launching with small German satellite placing into LEO was executed from submarine in July 1998.

During the second phase («Shtil-2» LV) missile upgrading for payload compartment increasing and additional upper stage installing (if it is necessary) are being executed. The payload weight of «Shtil-2» LV will be increased up to 350kg. LV launchings will be executed from the ground launcher.

«Priboy» and «Shtil-3» LV projects in aviation («Aerokosmos») and ground («Severkosmos») versions have essentially larger power possibilities than «Shtil-1» LV. They have launch weight up to 104t («Priboy») and 45t («Shtil-3»). These LVs can place into LEO S/C with next weights: up to 2,4t («Priboy»), up to 0,95t («Aerokosmos»), up to 0,4t («Severkosmos»). In these projects SS-N-20 and SS-N-23 missiles technologies and elements must be used, it is planned to realize the new methods of basing and launching (ship, aircraft).

«Volna» LV developed on the base of SS-N-18 SLBM (launch weight about 34t) is used first of all for launchings into ballistic trajectories for material producing technologies experimental development in short-term microgravity environment and other investigations. It can consider the launching of the «Volna» LV with termoconvection module executed by Bremen university (Germany) in 1995 as start of conversion SLBM commercial utilization.

Using in conversion missiles early developed and produced hardware predefines essentially less expenses on space rocket complexes development and launchings.

Utilization basic directions

Analysis of conversion LVs possibilities (power, payload dimensions, reliability, working life, disposed missiles quantity, etc.) showed that these missiles and «Dnepr» LV first of all would allow to execute all the tasks of RF Federal Space Program on light-weight S/C launching, and foreign S/C commercial launchings.

It is the most perspective to use conversion missiles in low-orbit satellite communications systems, for Earth remote probing, meteorology and navigation in our country and abroad. It is possible to use these missiles for scientific experiments executed in space (space technology, space investigations etc.). Requests on launchings with these purposes were received from Russian Academy of Sciences, various Russian and foreign companies. The projects of ballistic missiles usage for global systems development, for operative help in sea catastrophes, for tropical cyclones warning etc. are very interesting.

Implementation of light-weight and super-light-weight S/Cs numerous projects will give possibility to find own place practically for each from proposed missiles.

Basic restraining factors on conversion missiles development and utilization are absence of necessary investments and foreign companies obstacles for relatively cheap LVs penetration at international space market. One of the ways of this task decision is establishing of joint enterprises or concluding of agreements with foreign companies, in which foreign partner will provide project investing and LVs marketing on foreign market. This way is being realized in conversion missiles development now.

Thus during current transitional period of forming of Russian system space launching facilities when in conditions of limited financing the development of a new light-weight LV is considered not earlier than 2007—2010 and old light-weight LVs production was ceased, exit from existing state is possible by means of reequipping into LVs removed from service ballistic missiles.

ЛЕГКИЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ НА БАЗЕ
БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ, СНИМАЕМЫХ С ВООРУЖЕНИЯ.
ПЕРСПЕКТИВЫ РОССИЙСКОГО И УКРАИНСКОГО СОТРУДНИЧЕСТВА

С.Н. Конюхов, Ю.А.Сметанин, О.И. Дробахин
(ГКБ "Южное" им.М.К.Янгеля, г.Днепропетровск)

Основные предпосылки для использования ракет РС-20.

В настоящем докладе рассмотрены основные особенности создания ракеты-носителя "Днепр" для запуска космических объектов в мирных целях на базе баллистических ракет РС-20, снимаемых с боевого дежурства.

Договором о сокращении и ограничении стратегических наступательных вооружений предусмотрено снятие с боевого дежурства и уничтожение около 300 МБР РС-20. Ликвидация ракет путем уничтожения - достаточно дорогостоящая процедура по демонтажу и, собственно, уничтожению ракет (250 млн.руб на ракету). Вместе с тем, Договором разрешается использование ракет РС-20, снятых с БД, для "доставки объектов в верхние слои атмосферы или в космос". (Статья IV, п.4.8 СТАРТ-1; Статья II, п.6 СНВ-2). Технические возможности МБР РС-20 позволяют:

- с высокой степенью надежности (0.97) обеспечить выведение на околоземные круговые и эллиптические орбиты космических аппаратов весом 3...4 тонны;
- использовать имеющуюся зону для размещения полезного груза объемом 21м^3 ;
- использовать для запуска КА имеющиеся к настоящему времени более 200 ракет;
- использовать существующую инфраструктуру комплекса РС-20 на космодроме Байконур (ПУ, КП, ТП, измерительный комплекс, подвижное технологическое оборудование).

Работы по созданию комплекса "Днепр" проводятся в соответствии с Постановлением Правительства РФ от 22.10. 92г. №820, от 25.05.94г. №548 и определены в Согласованном Заявлении Президентов России и Украины от 31.05 97г. как приоритетная задача. Выполнение такой работы требует надежного и тесного сотрудничества Минобороны РФ, специализированных КБ, НИИ и заводов. В ближайшем будущем эта работа явится основой деятельности Международной космической компании "Космотрас", создаваемой предприятия-

ми России и Украины.

Основные направления работ по созданию РКК "Днепр"

Проведенные ГKB "Южное", АО "Асконд", "Космическая индустрия" и другими организациями работы по исследованию возможности использования ракет РС-20 в качестве ракет-носителей для запуска КА показали, что такой подход позволит обеспечить решение ряда народнохозяйственных и специальных задач при значительной экономии материальных средств (орбитальная связь, дистанционное зондирование Земли, космическая технология, экологический мониторинг Земли, система экстренной помощи потерпевшим бедствие и др.). Исследования проведены применительно к следующим направлениям использования ракеты РС-20:

- с применением штатной разгонной ступени для запуска КА типа "Теледесик", "Глобалстар", "Иридиум" и др.;
- с применением отработанной разгонной ступени ракеты-носителя "Циклон" с целью повышения энергетических возможностей и расширения диапазона высот выведения КА.

Для каждого направления приняты основные принципы разработки:

- максимальное использование ранее созданных и отработанных систем и агрегатов;
- реализации отработанной технологии работ при снятии и после снятия ракет с боевого дежурства с уточнением в части оснащения ракеты КА;
- использование трасс полета с выделенными районами для падения отделившихся частей ракеты;
- обеспечение приема и обработка телеметрической информации с борта ракеты-носителя и КА существующими измерительными комплексами.

Базирование космического ракетного комплекса "Днепр" предусматривается на космодроме Байконур с использованием имеющейся инфраструктуры комплекса РС-20.

РН "Днепр" со штатной разгонной ступенью"

Ракета-носитель со штатной разгонной ступенью ракеты РС-20 может обеспечить запуск КА типа "Теледесик", "Глобалстар", "Иридиум" и др. на круговые орбиты высотой 700 - 900 км. КА с проставкой вместо боевой БЧ при помощи вновь изготовленной рамы устанавливается на корпус разгонной

ступени. Защита КА от набегающего аэродинамического потока обеспечивается штатным головным аэродинамическим обтекателем, который устанавливается на переходник обтекателя. В качестве переходника применяется вновь разработанный цилиндрический отсек ($L=2080$ мм), дополнительно выполняющий функцию защиты КА от газодинамического воздействия факела при работе ДУ разгонной ступени. Внутренние объемы под обтекателем и переходником обтекателя образуют зону полезного груза. В случае необходимости зона может быть увеличена за счет удлинения цилиндрической части переходника (например, для КА "Теледесик" $\Delta L = 1420$ мм).

Двигатели всех ступеней ракеты РС-20 используются без доработок. Система управления ракеты-носителя - штатная, доработанная в части программно-математического обеспечения, электрической связи КА с наземной проверочно-пусковой аппаратурой, ввода служебных команд в КА в процессе предстартовой подготовки и полета.

Старт РН, разделение ступеней, отделение КА от разгонной ступени производятся по схеме, принятой для РС-20.

Ракета-носитель "Днепр" со штатной разгонной ступенью обеспечивает выведение на круговые орбиты высотой 250-900 км, наклоном 46° КА весом 4000-400 кг соответственно.

Ракета-носитель с разгонной ступенью РН "Циклон"

Для расширения диапазона высот выведения КА ракетой-носителем, по сравнению с РН со штатной разгонной ступенью, рассмотрена ракета-носитель с отработанной разгонной ступенью носителя "Циклон". В данной модификации при переоборудовании ракеты РС-20 в ракету-носитель боевая ракета заменяется на космическую ГЧ, состоящую из разгонной ступени С5М с космическим аппаратом, головного аэродинамического обтекателя и переходного отсека новой разработки.

Отсек системы разведения ракеты РС-20 переоборудуется в приборный отсек, при этом с него демонтируются двигатель, топливные баки и устанавливается система телеметрических измерений и дорабатывается система управления.

На приборный отсек устанавливается космическая головная часть (КГЧ). Первая и вторая ступени ракеты РС-20 не дорабатываются.

При выведении КА управление на участке полета первой и второй ступеней

осуществляется аппаратурой системы управления ракеты РС-20, а на участке полета разгонной ступени - аппаратурой автономной системы управления разгонной ступени С5М. Доработка системы управления ракет РС-20 осуществляется в плане обеспечения новой программы полета ракеты-носителя, выдачи необходимых команд и информации на КГЧ и заключается в доработке программно-математического обеспечения, отдельных приборов и кабельной сети. Для увязки с РН разгонная ступень С5М дорабатывается в части введения прибора с программами выведения КА, связи с СУ носителя, изменения схемы отделения ступени от носителя и увязки с наземным проверочно-пусковым электрооборудованием.

Схемы старта, запуска двигателей и разделения ступеней соответствуют реализованным на штатной ракете РС-20.

Ракета-носитель с разгонной ступенью С5М обеспечивает следующие энергетические характеристики (для характерных орбит):

Высота круговой орбиты, км	250		1700	
Наклонение орбиты, град	65	98	65	98
Вес полезного груза, кг	4000	3500	2800	2000

Стартовый и технический комплексы

Дооборудование стартового и технического комплексов предусматривается осуществлять по ресурсосберегающей технологии с максимальным использованием существующих узлов и агрегатов ПУ, КП, существующих сооружений, линий связи, коммуникаций и т.п., применявшихся ранее для отработки МБР РС-20.

По результатам рекогносцировочных работ 1996г. (акт от 18.04.96г.), исходя из минимальных объемов доработок, наиболее целесообразно использование ПУ площадок 109, 106 и 103. В качестве КП для проведения пусков РН целесообразно использование существующего наземного КП, расположенного на пл. 111/2 и обеспечивающего проведение пусков ракет РС-20.

ПУ пл.103, 109 и командный пункт дорабатываются в плане обеспечения работоспособности штатного комплекса двух модификаций. Доработке, в основном, подлежит ПУ пл.106, введенная в эксплуатацию в 1973 году, из

доработка аппаратуры системы управления;

- переоборудование стартового и технического комплексов.

Сроки и этапы работ:

- разработка и выпуск оргтехдокументов на создание комплекса, ИД на разработку дополнения к ЭП, дополнения к ЭП, ИД на конструкторскую документацию - четыре квартала;

- разработка конструкторской документации - два квартала;

- подготовка производства, изготовление матчасти и наземная экспериментальная отработка - два квартала;

- переоборудование объектов космодрома (ведется параллельно с ЭО) - два квартала;

- доработка двух РН, комплексные испытания на СК - один квартал;

- проведение летных испытаний (два изделия) - один квартал.

При принятии решения о создании РКК на базе ракеты РС-20, по мнению головных разработчиков, имеются все предпосылки для завершения работ через ~ 2.5 года при наличии финансирования.

Принятые принципы создания комплекса "Днепр" позволяют прогнозировать стоимость пуска значительно ниже, чем при использовании вновь изготавливаемого носителя (с учетом необходимого объема доработок РС-20 и восстановительных работ на старте). Финансирование проекта "Днепр" планируется, в основном, из внебюджетных источников (оплата пусков заказчиками, заемные средства, инвестиции от потенциальных партнеров), за исключением ограниченного бюджетного финансирования на начальном этапе работы.

Кооперация разработчиков

В Российской Федерации и Украине существует кооперация предприятий, организаций и войсковых частей, создавших и эксплуатирующих комплекс с МБР РС-20 и способных осуществить проект "Днепр". Для его реализации в соответствии с Меморандумом РКА и НКАУ от 12.11.96г. создается совместное российско-украинское предприятие (СП) "Космотрас", в состав которого входят:

1. От России - Российское космическое агентство, АО "Рособщемаш", АО "Асконт", КБ специального машиностроения, КБ транспортного машиностроения, ЦНИИ машиностроения.

2. От Украины - Национальное космическое агентство Украины, ГКБ

“Южное”, ПО “Южмашзавод”, АО “Хартрон”.

Выполнение работ по комплексу “Днепр” планируется осуществлять на договорной основе между СП “Космотрас” и непосредственными исполнителями работ - предприятиями, организациями РКА, НКАУ и Минобороны. Переоборудование МБР РС-20 в ракету-носитель “Днепр” предполагается осуществлять на космодроме Байконур силами промышленности России и Украины.

Задачи, решаемые комплексом “Днепр”

Использование ракеты РС-20 в качестве носителя КА применительно к предлагаемым направлениям создания (штатная ракета и ракета с разгонной ступенью С5М РН “Циклон”) позволяет обеспечить выведение объектов в широком диапазоне весов (от 400 кг до 4000 кг) и высот круговых орбит (от 250 км до 4700 км). Запуск такого класса КА позволяет решить ряд актуальных задач научного и народнохозяйственного назначения:

- построение низкоорбитальных систем связи (и информации (КА типа “Телесик”, “Глобалстар”, “Иридиум”, “Гонец”, “Надежда Н”, “Ариадна” и др.);

- обеспечение дистанционного зондирования Земли и проведение научных исследований с целью наблюдения за урожайностью, контроля землепользования, готовности пастбищ и биомасс, водных ресурсов, наблюдение зон стихийного бедствия (КА типа Д33 с SS/L, “Ресурс”, “Океан-01”, АУОС-СМЗ, “Предупреждение” и др.);

- обеспечение промышленного производства суперчистых материалов в условиях микрогравитации (полупроводники, биопрепараты и др.) с характеристиками, значительно превосходящими аналоги - система “Текос”.

Кроме того, предусматривается фрахтование услуг по запуску КА любого назначения, в т. ч. оперативное восполнение космических систем, в пределах энергетики и имеющихся габаритов зон полезного груза с обеспечением наклонов круговых и эллиптических орбит - 46°, 51°, 65°, 87°, 98°.

В любом случае, в период эксплуатации космического ракетного комплекса “Днепр” наряду с экономическим эффектом обеспечивается сохранение высокоинтеллектуального потенциала и передовых технологий в ракетно-космической отрасли промышленности стран СНГ, повышение эффективности отраслей народного хозяйства, стабилизация ситуации на космодроме.

**ЛЕГКИЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ НА БАЗЕ БРПЛ
И.И.ВЕЛИЧКО, В.Е.КАРГИН, С.В.ГЛАДЫШЕВ (ГРЦ),
П.Ф.БРАСЛАВСКИЙ (ЦНИИМАШ)**

В течение нескольких последних лет Государственным ракетным центром "КБ им.академика В.П.Макеева" был проведен большой объем исследований по возможности создания ракетно-космических коммерческих комплексов для выведения малоразмерных космических аппаратов различного назначения на околоземные орбиты, а также аппаратов, запускаемых на суборбитальные траектории. Одним из таких разрабатываемых комплексов является комплекс "Штиль-2".

Отличительной особенностью этого комплекса является использование существующей инфраструктуры полигона "Ненокса", в том числе наземных стартовых сооружений, а также серийных баллистических ракет РСМ-54, снимаемых с боевого дежурства. Минимальные доработки по ракете обеспечат высокую надежность и точность выведения полезной нагрузки на орбиту при низкой стоимости пуска (4-5 млн.долл. США).

Предполагается проведение пусков как с наземного стартового комплекса, так и из шахты подводной лодки.

Работы по созданию комплекса проводятся поэтапно. На первом этапе разработки полезная нагрузка размещается в штатном отсеке. Ракета-носитель в этом варианте имеет индекс "Штиль". Пуски проводятся из шахты подводной лодки.

На втором этапе разработки для размещения полезной нагрузки создается отсек полезной нагрузки, который состоит из аэродинамического обтекателя, сбрасываемого в полете, и переходника, на котором размещается полезная нагрузка и который обеспечивает стыковку отсека полезной нагрузки с ракетой. Ракета-носитель в этом варианте имеет индекс "Штиль-2". Пуски проводятся с наземного стартового комплекса и из шахты подводной лодки.

**РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС С РАКЕТОЙ-
НОСИТЕЛЕМ "ШТИЛЬ"**

Обеспечивает выведение полезных грузов различного назначения на круговые орбиты высотой до 400 км, либо на эллиптические орбиты с перигеем до 400 км. Старт осуществляется из шахты подводной лодки класса "Дельфин".

Ракетно-космический комплекс состоит из:

- ракеты космического назначения "Штиль";
- информационно-измерительного комплекса;
- технической позиции;
- стартового комплекса подводной лодки.

РАКЕТА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ "ШТИЛЬ"

Создается на базе баллистической ракеты подводных лодок SS-N-23 (РСМ-54). Доработки проводятся на Северном полигоне, расположенном в Архангельской области.

Бортовая аппаратура ракеты космического назначения "Штиль" работает в инерциальном режиме.

Полезная нагрузка размещается на ракете в специальной защитной капсуле на местах штатной целевой нагрузки. Капсула обеспечивает защиту КА от тепловых, акустических и прочих воздействий со стороны верхней ступени ракеты. После выхода ракеты на заданную орбиту отделяется капсула с КА, и ракета уводится с траектории полета полезной нагрузки. Раскрытие капсулы и освобождение КА осуществляется после того, как ракета ушла на расстояние, исключая воздействие струй двигателей на КА.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА С РАКЕТОЙ "ШТИЛЬ"

Место старта	Мировой океан
Способ пуска	из пусковой шахты подводной лодки класса "Дельфин"
Стартовая масса, т	39,7
Габариты ракеты, м	
длина	14,8
диаметр ракеты	1,9
Объем зоны полезной нагрузки, м ³	0,183
Масса полезной нагрузки, выводимой на круговую орбиту высотой 400 км и наклоном 79 градусов, кг	70

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС "ШТИЛЬ-2"

Предназначен для выведения малоразмерных космических аппаратов различного назначения на околоземные орбиты.

Комплекс создается на базе баллистических ракет подводных лодок SS-N-23 (РСМ-5) и существующей инфраструктуры Северного полигона; расположенного в Архангельской области и безаварийно эксплуатируемого в различных режимах более 20 лет.

Наземный стартовый комплекс позволяет:

1. Осуществлять до 10 пусков в год.
2. Запускать серию космических аппаратов с минимальным интервалом до 15 суток.
3. Обеспечить на протяжении длительного времени дежурный режим с высокой степенью готовности ракеты к пуску.
4. Получать в ходе полета ракеты телеметрическую информацию с борта с помощью информационных средств испытательного полигона и выносных измерительных пунктов.

Комплекс состоит из:

- ракеты космического назначения "Штиль-2";
- наземного стартового комплекса;

центра подготовки полетного задания;
центра обработки телеметрической информации.

РАКЕТА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ "ШТИЛЬ-"

Для размещения полезной нагрузки на ракете производится доработка ракеты РСМ-54 в части создания отсека полезной нагрузки, который представляет собой аэродинамический обтекатель и переходник, обеспечивающий стыковку полезной нагрузки с ракетой. Объем отсека для размещения полезной нагрузки составляет 1,87 куб.м.

Аэродинамический обтекатель выполнен герметизированным для обеспечения пыле-влагозащиты полезной нагрузки и снабжен системой разделения и сброса. Конструкция аэродинамического обтекателя допускает выполнение люков на боковой поверхности обтекателя для подвода дополнительных связей полезной нагрузки с аппаратурой наземного стартового комплекса.

Многочисленные пуски с наземного испытательного стенда и подводных лодок показали высокую надежность серийной ракеты SS-N-23 (РСМ-54) - прототипа ракеты "Штиль-2" (достигнута вероятность успешного пуска и полета не менее 0,96).

Безопасность эксплуатации обеспечивается комплексом схемно-конструктивных и технологических мер, обеспечивающих герметичность топливных систем ампулизированной ракеты, исключение возможности выдачи несанкционированных команд на пиросредства и др. Эффективность конструктивно-технологических решений подтверждена положительными результатами эксплуатации серийных ракет-прототипов.

НАЗЕМНЫЙ СТАРТОВЫЙ КОМПЛЕКС

Включает в себя техническую и стартовую позиции, оснащенные аппаратурой для хранения ракеты, проведение предпусковых операций и пуска ракеты.

КОМПЛЕКС СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Обеспечивает централизованное автоматическое управление системами комплекса во всех эксплуатационных режимах, управление предпусковой подготовкой и пуском ракеты, подготовку технической информации и полетного задания, ввод полетного задания и управление ракетой по выводу полезной нагрузки на заданную орбиту.

ЦЕНТР ПОДГОТОВКИ ПОЛЕТНОГО ЗАДАНИЯ

Координирует, планирует и проводит все работы в части расчета баллистических характеристик и подготовки полетного задания.

ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС

Информационно-измерительный комплекс обеспечивает прием и регистрацию телеметрической информации во время полета, обработку и выдачу результатов измерения заказчику пуска.

ЦЕНТР ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Обеспечивает обработку всей зарегистрированной телеметрической информации для представления результатов обработки в удобном для потребителей виде.

Пуски с наземного стенда обеспечивают формирование орбит в сравнительно небольшом диапазоне наклонений орбит от 77° до 88° , что безусловно ограничивает область использования комплекса. Государственным ракетным центром были проведены проработки по возможностям проведения пусков ракеты космического назначения "Штиль-2" с подводной лодки в диапазоне широт от 0° до 77° .

Выполненные работы показали реализуемость пуска из шахты при проведении необходимых доработок. При этом сохраняется возможность использования подводной лодки по целевому назначению.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПЛЕКСА

Место старта	Архангельская область (наземный стартовый комплекс), Мировой океан (из шахты подводной лодки)
Габариты ракеты, м	
длина	18,35
диаметр ракеты	1,9
диаметр обтекателя	1,272
Объем зоны полезной нагрузки, м ³	1,87
Стартовая масса, т	39,9
Масса полезной нагрузки, кг	
$i=78$ град., $H=200$ км	330
$i=78$ град., $H=740$ км	50
$i=0$ град., $H=610$ км	350
$i=0$ град., $H=1040$ км	50
Стоимость пуска, млн.долл.США	4,5

**Ракета-носитель “Стрела”. Перспектива использования
космодромов “Свободный” и “Байконур”.**

Г.А. Ефремов ИЮ
Машиностроения
143952, г. Реутов, Московская область
ул. Гагарина, 33
Факс: (095) 302-2001

Многие научные и коммерческие задачи в настоящее время могут быть решены с использованием орбитальных группировок или отдельных “малых” КА. В современных российских условиях это выводит на первый план создание РН на основе выводимых из эксплуатации в соответствии с Договором о СНВ МБР. ИЮ Машиностроения, возглавляющим кооперацию предприятий, участвовавших в создании и обеспечивающих более чем 20-летнюю эксплуатацию комплекса с МБР РС-18, разработал вариант переоборудования ракеты РС-18 в космическую РН “Стрела”. Основной концепцией, реализованной в проекте космического ракетного комплекса “Стрела”, является сохранение максимальной преемственности по отношению к базовому ракетному комплексу. Реализация такого варианта создания РН “Стрела” позволяет распространить на нее высокие показатели надежности ракеты РС-18: 143 успешных пуска из 146 произведенных. Запуски РН “Стрела” могут производиться с космодромов “Свободный” и “Байконур”. Для запуска на РН “Стрела” ИЮ машиностроения разработал универсальный служебный модуль “малого” КА, позволяющий устанавливать на него полезные нагрузки массой до 250 кг. Подготовлены предложения по использованию РН “Стрела” для выведения малых спутников с плазменными двигателями к астероидам, планетам Солнечной системы, в точки либрации, на геостационарные орбиты в интересах науки и космической связи.

Для Российской Федерации наиболее перспективным местом запуска РН легкого класса является космодром “Свободный”, обеспечивающий выведение космических аппаратов на орбиты с наклоном в диапазонах $52^\circ - 62^\circ$ и $90^\circ - 97^\circ$, включая солнечно-синхронные орбиты. Анализ мирового рынка коммерческих запусков КА показывает, что именно на эти диапазоны наклонов орбит приходится максимальный спрос. Использование космодрома “Байконур”, позволяющего осуществлять запуски КА ракетами легкого класса только с наклонами $62^\circ - 64^\circ$, является целесообразным с точки зрения наличия развитой инфраструктуры и дополняет коммерческие возможности создаваемого космического ракетного комплекса “Стрела”.

**Strela Launch Vehicle. Prospects of using
Svobodny and Baikonur Cosmodromes**

H.A. Yefremov
NPO Mashinostroyenia
33 Gagarin Street, Reutov, Moscow region 143952
Fax: (095) 302-2001

Many scientific and commercial tasks can now be solved using orbital groups or single "small" spacecraft. In current Russian conditions, creation of LVs on the basis of ICBMs being discarded pursuant to the START Treaty has become a matter of primary importance. NPO Mashinostroyenia which is a prime contractor and which leads a network of subcontractors that participated in creation and continue to participate in operation of the RS-18 ICBM complex for more than 20 years, has developed a variant of converting the RS-18 ICBM into the Strela launch vehicle. The basic concept implemented in the project of the Strela space missile complex is retaining to a maximum of the ICBM hardware and software in the Strela LV. Implementation of this concept in creation of the Strela LV allows to extend high reliability characteristics of the RS-18 ICBM to Strela LV, namely: 143 successful launches out of the total number of 146 launches. Strela LV can be launched from Svobodny and Baikonur Cosmodromes. NPO Mashinostroyenia has also developed a universal service module of a "small" spacecraft which allows to mount payloads of a mass up to 250 kg on it. Proposals have been prepared on the use of Strela LV for sending small spacecraft with plasma engines to asteroids, to planets of the Solar system, to libration points, to geosynchronous orbits in the interests of space science and space communication.

The best place to launch light-class LVs in the Russian Federation is Svobodny Cosmodrome from which it is possible to launch spacecraft to orbits with inclinations in the ranges 52° - 62° and 90° - 97° including sun-synchronous orbits. Analysis of the world market of commercial launches has shown that these orbit inclination ranges account for maximum demand. The use of Baikonur Cosmodrome that allows launches of satellites by light-class LVs only to orbits with inclinations 62° - 64° is reasonable from the point of view of available developed infrastructure and it complements commercial capabilities of the Strela space missile complex that is being created.

Перспективы коммерческого использования ракеты-носителя "Рокот"

Роскин О.К.
ГКНПЦ им. М.В.Хруничева
121087, Москва, ул. Новозаводская, 18
тел.: 142-59-21; факс: 956-2441

Международный космический рынок сегодня переживает значительные изменения в объеме, структуре и уровне конкуренции. Происходит зарождение спроса на запуски легких космических аппаратов, позволяющих реализовать новые потребности, как в военной, так и в гражданской сферах, а также более активно осваивать такие новые рынки, как мобильная глобальная связь, мониторинг земной поверхности, предупреждение о стихийных бедствиях и др. Наблюдаемый в последнее время быстрый рост числа фирм-производителей и операторов малых КА происходит на фоне медленного, но устойчивого роста числа разработчиков и производителей средств выведения.

Хорошо известно, что при освоении любого рынка преимуществом будет обладать тот, кто быстрее выйдет на него с конкретно обоснованным предложением. Понимая, что в текущих условиях быстрый выход на международный рынок с новой РН легкого класса трудно осуществим, в ГКНПЦ им. М.В.Хруничева несколько лет назад было принято решение о создании комплекса ракеты-носителя "Рокот" на основе снимаемых с вооружения МБР SS-19 (РС-18). Принятию такого решения способствовало стремление к реализации экономически выгодного и экологически целесообразного способа утилизации боевой ракетной техники.

По мере исчерпания запаса утилизируемых ракетных блоков, планируется постепенная замена РН "Рокот" более современными РН легкого класса, разрабатываемыми в рамках проекта "Ангара", которым "по наследству" достанется сегмент рынка, завоеванный "Рокотом".

В настоящее время важно обеспечить своевременность (не позднее 2002 года) выхода РН "Рокот" на рынок. Сдвиг вправо данной временной границы может сделать всю программу экономически нецелесообразной.

Учитывая инвестиционный характер развития программы "Рокот", оценка целесообразности и эффективности ее реализации должна проводиться по общепринятым критериям окупаемости и получения прибыли. Однако, помимо основной цели любого предприятия в нынешней экономической ситуации - получения доходов, осуществление программы "Рокот" имеет важное государственное значение, так как позволяет "разгрузить" Государственный бюджет по линии выделения средств на реализацию Договоров о СНВ. Проведенные исследования позволяют заключить, что вложение в программу "Рокот" около

40 млн.долл. обеспечит получение 260-280 млн.долл. чистой прибыли на 10-летнем этапе эксплуатации комплекса РН на космодроме "Плесецк". При этом достигается весомое снижение нагрузки на Госбюджет - вместо выделения 120 млн.долл. на утилизацию МБР РС-18, государство может получить доход более 200 млн.долл.

О.Роскин

**Возможности запуска малогабаритных космических аппаратов
ракетами-носителями многоцелевого транспортбельного
ракетно-космического комплекса семейства «Старт»**

Ю.С. Соломонов, А.П. Сухадольский, С.М. Зинченко, Ю.Н. Жирухин,
В.И. Андриюшин
ГП «МИТ», 127276 г. Москва, ул. Березовая аллея, 10/1

Введение

В начале девяностых годов кооперацией промышленных предприятий, возглавляемой Научно-техническим центром «Комплекс-МИТ», созданным при Государственном предприятии «Московский институт теплотехники», разработаны и испытаны две унифицированные ракеты-носителя (РН) – четырёхступенчатая «Старт-1» и пятиступенчатая «Старт» (табл. 1). Ракеты-носители предназначены для запуска малогабаритных космических аппаратов (КА) различного назначения. Разработка данных ракет-носителей осуществлена за счёт привлечения внебюджетных источников финансирования. В ракетах-носителях используется материальная часть межконтинентальных баллистических ракет (МБР) РС-12М «Тополь» (SS-25). В частности, более 95 % массы ракеты-носителя «Старт-1» составляют ранее изготовленные узлы, системы и агрегаты МБР.

Таблица 1

Основные характеристики ракет-носителей семейства «Старт»

Наименование	«Старт-1»	«Старт»
Число разгонных ДУ	4	5
Стартовая масса	47 т	60 т
Длина	22,7 м	29 м
Диаметр	1,8 м	1,8 м

I. Конструктивная схема

Ракеты-носители «Старт-1» и «Старт» включают, соответственно, четыре и пять последовательно расположенных разгонных двигательных установок (ДУ), а также доводочную двигательную установку. Двигательные установки трёх нижних разгонных ступеней РН «Старт-1» (рис. 1) представляют собой ДУ соответствующих ступеней МБР «Тополь». Ракета-носитель «Старт» (рис. 2) отличается введением дополнительной ДУ между двигательными установками, используемыми на первой и второй ступенях РН «Старт-1». В качестве разгонной ДУ последней ступени использована одна из ранее созданных и полностью отработанных двигательных установок. Особенностью компоновки РН семейства «Старт» является размещение ДУ четвёртой ступени под прикрытием соединительного отсека, что позволяет снизить массу конструкции двигателя и, соответственно, увеличить массу полезной нагрузки.

Ракеты-носители семейства «Старт» отличаются от ранее созданных отечественных РН следующими особенностями:

1. В разгонных двигательных установках используется взрывобезопасное смесевое металлосоержащее твёрдое топливо с высоким удельным импульсом.



Рис. 1. Ракета-носитель "Старт-1"

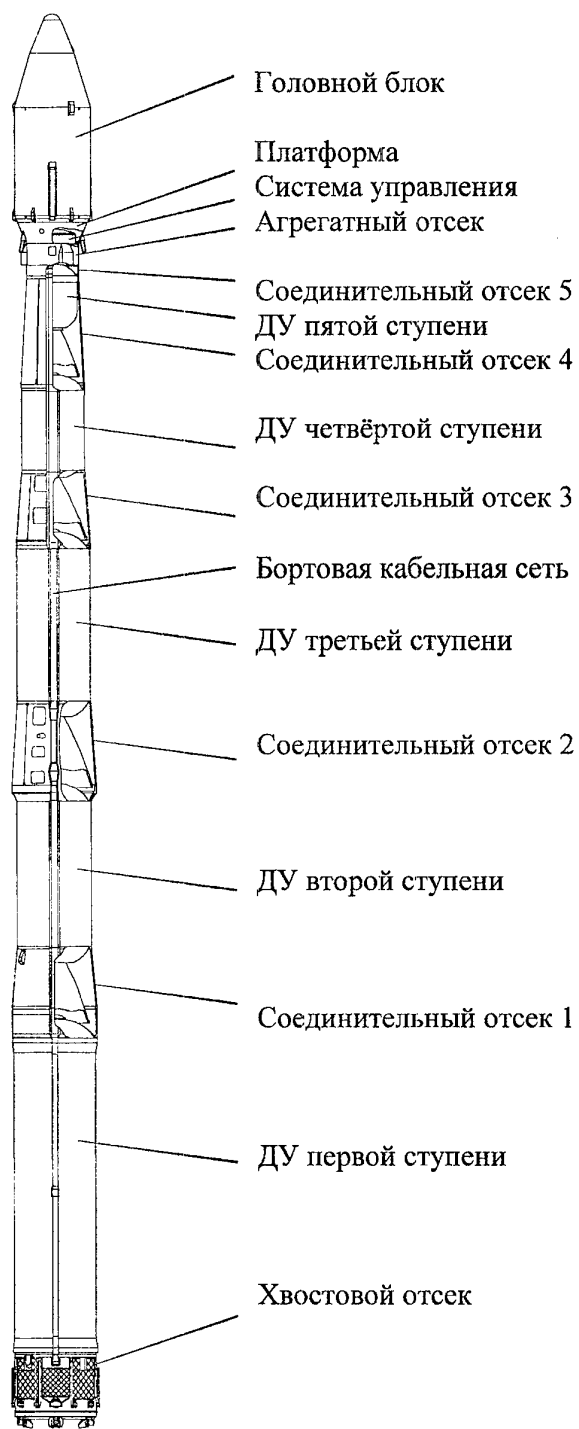


Рис. 2. Ракета-носитель "Старт"

Корпуса камер сгорания выполнены из высокопрочных и высокомодульных композиционных материалов, центральные сопла частично утоплены в камеру сопла.

На ДУ первой ступени, работающей на атмосферном участке траектории, установлены раскрываемые при старте решётчатые стабилизаторы и аэродинамические рули, обеспечивающие управляемость на первых секундах полёта.

На второй и третьей ступенях РН «Старт-1» в качестве органов управления применены устройства вдува газа в закритическую часть сопла, а на последней ступени обеих ракет и на второй ступени РН «Старт» – поворотные управляющие сопла.

2. В конструкции соединительных отсеков, связывающих между собой разгонные ДУ, наряду с алюминиевыми и титановыми сплавами, применены композиционные материалы. На соединительных отсеках установлены системы детонирующих удлинённых зарядов, которые обеспечивают разрыв механических связей между ступенями.

3. Для обеспечения точного вывода КА на заданную орбиту четвертая ступень оснащена доводочной двигательной установкой, при работе которой компенсируются ошибки кинематических параметров, накопленные на момент завершения работы разгонных ДУ.

Размещённая внутри цилиндрического агрегатного отсека доводочная двигательная установка состоит из твердотопливного газогенератора, системы газопроводов и трех пар сопловых блоков, работающих по «толкающей» схеме. Поток продуктов сгорания истекает в сторону, противоположную КА, что исключает загрязнение его поверхности. Управление полетом осуществляется перераспределением газового потока между соплами с помощью клапанных устройств.

4. В целях обеспечения высокой точности запуска на РН применена система управления с использованием бортового цифрового вычислительного комплекса и прецизионных гироскопов. Основная часть бортовой аппаратуры системы управления размещена в герметичном приборном отсеке, который установлен внутри выполненной в форме обратного конуса проставки, связывающей агрегатный отсек с головным блоком ракеты.

5. Исходя из задачи поддержания высокого уровня чистоты среды, а при необходимости также заданного заказчиком узкого температурно-влажностного диапазона в объеме вокруг КА, обтекатель, адаптер и съёмное днище выполнены в виде единого герметизированного объема, образующего отдельную сборочную единицу – головной блок (рис. 3 и 4). По желанию заказчика головной блок заполняется не воздухом, а сухим азотом.

Обтекатель состоит из конического наконечника, выполненного из алюминиевых сплавов, и цилиндроконического корпуса из композиционных материалов. На стыке наконечника и корпуса обтекателя установлена диафрагма, герметизирующая пространство вокруг КА.

6. Для исключения загрязнения КА отделение КА и сброс обтекателя осуществляются пружинными толкателями.



Рис. 3. Головной блок РН "Старт-1"

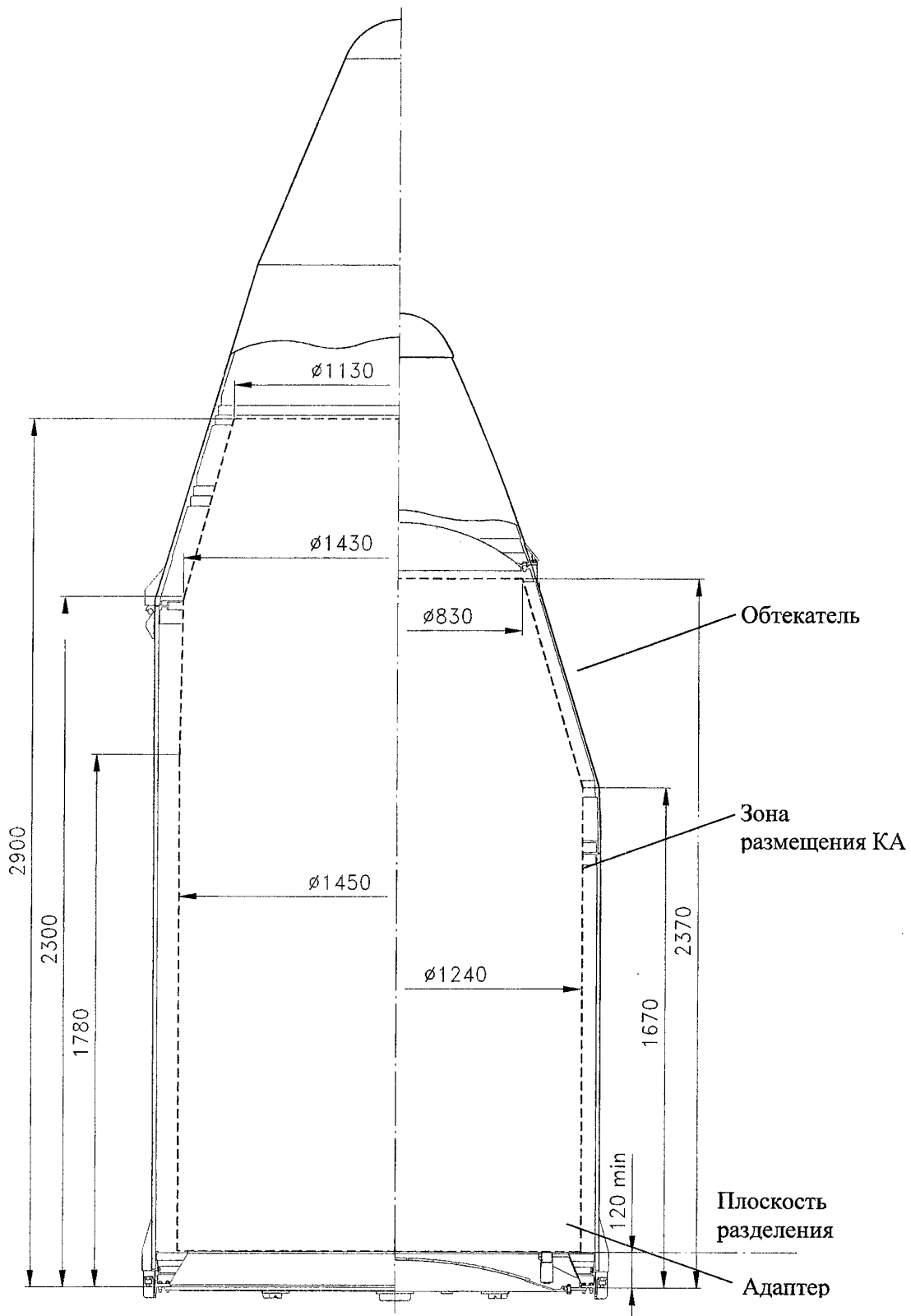


Рис. 4. Головной блок РН "Старт" с двумя вариантами обтекателя

КА крепится к переднему шпангоуту конического адаптера тремя безимпульсными пиротехническими замками и тремя направляющими штырями, воспринимающими перерезывающие нагрузки. Два пружинных толкателя обеспечивают отделение обтекателя. В стандартной схеме РН отделение КА осуществляется четырьмя пружинными толкателями.

Обтекатель закреплен на базовом шпангоуте 6 пиротехническими разрывными болтами. Для исключения соударений при сходе обтекателя на базовом шпангоуте закреплены две направляющие длиной около 600 мм с установленными на них пружинными толкателями, а на обтекателе установлены опорные узлы с роликами, контактирующими с этими направляющими.

7. В целях защиты от неблагоприятных космических воздействий и механических повреждений ракеты-носители семейства «Старт», начиная с вывоза с завода-изготовителя и до пуска, постоянно находятся внутри выполненных из композиционных материалов толстостенных транспортно-пусковых контейнеров (ТПК).

II. Схема функционирования в полете

В соответствии с принятой схемой эксплуатации РН в ТПК, исходя из свойств твердотопливных ДУ и с учетом реализации ряда мероприятий по снижению воздействия на КА и повышению точности выведения, схема функционирования РН семейства «Старт» в полете характеризуется следующими особенностями:

1. При проведении предстартовых операций РН находится в горизонтальном положении. Подъем ТПК с РН в вертикальное положение осуществляется в последнюю минуту перед стартом.

Ракета выбрасывается из ТПК давлением продуктов сгорания специального стартового порохового аккумулятора давления. Продольные перегрузки при движении РН в ТПК не превышают 4. Запуск ДУ первой ступени производится после полного выхода РН из ТПК.

2. Все разгонные двигательные установки работают до полного выгорания топлива, при этом продолжительность работы каждой ДУ составляет около минуты.

3. Для достижения высот, соответствующих допустимому по условиям управляемости уровню скоростного напора при разделении первой и второй ступеней с минимальными баллистическими потерями при реализации траекторий, близких к оптимальным, применена баллистическая «пауза». После окончания работы ДУ первой ступени РН в течение 10-20 с летит с неработающими ДУ.

4. В целях достижения достаточных высот орбит КА в схему функционирования введена вторая, основная «пауза», перед запуском разгонной ДУ последней ступени РН продолжительностью до 10 минут (в зависимости от высоты перигея орбиты КА). «Пауза» позволяет при свойственной твердотопливным ракетам высокой тяговооруженности обеспечить высоту завершения разгонного участка и соответственно перигея орбиты КА в диапазоне 300-1500 км.

Необходимое угловое положение и развороты РН на «паузе» обеспечиваются задействованием установленной в районе сопла ДУ четвертой ступени газореактивной системы ориентации (ГРСО).

5. исходя из необходимости гарантированной защиты КА от силового и теплового воздействия набегающего потока сброс обтекателя производится при достижении высоты более 150 км на участке основной «паузы».

6. Включение разгонной ДУ последней ступени производится по окончании основной «паузы» при достижении высоты, близкой к перигею заданной орбиты. На участке работы этой ДУ достигаются наибольшие значения продольной перегрузки – от 7,3 до 9,8 при массе КА от 400 до 100 кг соответственно.

7. После окончания основного участка работы разгонной ДУ последней ступени с задержкой до 5 секунд, необходимой для выработки основной части остатков топлива этой ДУ, запускается доводочная ДУ, также работающая до полного выгорания топлива, при этом избыток топлива доводочной ДУ вырабатывается при движении РН в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты КА.

8. Для уменьшения возмущений КА отделяется от РН с задержкой около 30 с по отношению к окончанию работы доводочной ДУ. Для управления угловым положением РН и, в частности, для придания КА заданной ориентации к моменту его отделения от РН в конце участка спада тяги доводочной ДУ производится повторное включение ГРСО.

Временной интервал от конца работы разгонной ДУ четвертой ступени до отделения КА не превышает 400 с.

III. Располагаемая полезная нагрузка и механические воздействия

Исходя из энергетических возможностей РН «Старт-1» может выводить на круговые приполярные орбиты высотой 200-1000 км КА массой порядка 490-100 кг соответственно (табл. 2), а РН «Старт» может вывести КА массой порядка 635-210 кг (табл. 3).

При выведении на орбиты с наклоном 76° с космодрома Плесецк или 56° с космодрома Свободный масса КА может быть увеличена на 30-50 кг.

В зависимости от габаритов КА на РН «Старт» могут применяться два варианта головного блока, отличающихся диаметром и длиной обтекателя (рис. 3 и 4).

Таблица 2

Полезная нагрузка РН «Старт-1» при выведении КА на круговые орбиты)

Точка старта	$i \setminus H$, км	1000	800.	600	400	200
Экватор	0^0	280	377	485	606	742
	90^0	107	189	278	378	493
РФ (Свободный)	98^0 (ССО) ^{*)}	86	165	250	347	458
РФ (Плесецк)	76^0	137	220	314	418	535

^{*)} солнечно-синхронная орбита

Таблица 3

Полезная нагрузка РН «Старт» при выведении КА на полярные орбиты ($i=90^\circ$)

Точка старта	i^0 , км	1000	800	600	400	200
Экватор	0^0	440	555	675	800	935
	90^0	215	315	415	525	640
РФ	90^0	212	312	412	521	635

В процессе старта ракеты и в полете перегрузки в зоне установки КА не превышают значений, представленных в табл. 4 и 5 для РН «Старт-1» и «Старт» соответственно (масса КА 240 кг).

Таблица 4

Полетные перегрузки для РН «Старт-1»

Участки полета	Перегрузки	
	n_{x1}	$n_{y1,z1}$
1. Подъем ТПК и старт	2,8	2,0
2. Работа ДУ первой ступени	5,15	0,7
3. Работа ДУ второй ступени	6,5	0,6
4. Работа ДУ третьей ступени	6,5	0,4
5. Работа ГРСО	0	<0,01
6. Работа ДУ четвертой ступени	9,0	0,5
7. Работа ДУ доводочной ступени	0,1	0,03

Таблица 5

Полетные перегрузки для РН «Старт»

Участки полета	Перегрузки	
	n_{x1}	$n_{y1,z1}$
1. Подъем ТПК и старт	2,3	2,0
2. Работа ДУ первой ступени	3,3	0,5
3. Работа ДУ второй ступени	4,4	0,5
4. Работа ДУ третьей ступени	6,4	0,3
5. Работа ДУ четвертой ступени	6,3	0,15
6. Работа ГРСО	0	<0,01
7. Работа ДУ пятой ступени	8,0	0,1
8. Работа ДУ доводочной ступени	0,05	0,01

Вибрационные и ударные воздействия, тепловые режимы и прочие воздействия на КА при наземной подготовке и в полете приведены в справочниках пользователя^{1,2}.

IV. Ракетно-космические комплексы семейства „Старт“. Особенности эксплуатации и применения.

Ракетно-космические комплексы семейства „Старт“ являются первыми транспортабельными системами данного назначения. В состав этих комплексов помимо РН входят оборудования для транспортирования РН и элементов комплекса, а также пусковое и технологическое оборудование, обеспечивающее работы по стыковке КА с РН, предстартовую подготовку и пуск ракет.

Минимальный уровень требований ракетно-космических комплексов семейства „Старт“ к наземным сооружениям обеспечил возможность своевременного осуществления НТЦ „Комплекс“ первого запуска РН с нового российского космодрома Свободный. Практика совместного с РВСН освоения этого космодрома показала, что при создании инфраструктуры космодрома критичными по времени и затратам являются требования, предъявляемыми со стороны космического аппарата.

Ракетными войсками стратегического назначения для проведения работ с малогабаритными КА при подготовке их к пуску с космодрома Свободный выделено специальное сооружение – техническая позиция КА, где, в том числе, может проводиться подготовка к пуску КА, требующих высокого класса чистоты. НТЦ „Комплекс“ располагает в этом сооружении „чистой комнатой“ с возможностью обеспечения класса чистоты от 100 000 до 10 000 по Федеральному стандарту США FED STD 209E:

В отличие от ранее созданных легких РН, РН семейства «Старт» не содержат в своем составе токсичных и агрессивных компонентов топлива. Это исключает свойственное жидкостным носителям систематическое загрязнение местности остатками несимметричного диметилгидразина („гептила“) и азотной кислоты, содержащимися в объемах около сотен литров в баках двигателей жидкостных РН.

V. Правовое обеспечение разработки и применения РН семейства „Старт“

Проведение запусков РН с использованием матчасти межконтинентальных комплексов, подлежащих учету по соглашения о сокращении стратегических вооружений, потребовало обеспечения соответствующего международно-правового режима, что было достигнуто по итогам XI сессии Совместной комиссии по наблюдению и инспекциям подписанием 28 сентября 1995 г. совместного заявления № 21 „О космических носителях“.

На территории Российской Федерации правовой характер деятельности по созданию и применению РН семейства „Старт“ определяется соответствующими Распоряжениями и Постановлениями Правительства РФ.

Обеспечение контроля качества РН и наземного оборудования, безопасности проводимых работ, осуществление экспертиз проектных материалов, результатов наземной отработки и оценки экологической безопасности, а также выдача заключений о готовности к пуску возложено на Государственную комиссию, образованную Решением Правительства РФ.

Для проведения разработки РН и осуществления запуска КА Российским космическим агентством в установленном порядке выданы соответствующие лицензии.

VI. Результаты проведенных пусков РН семейства „Старт“

Основные технические решения и характеристики РН «Старт-1» подтверждены первым демонстрационно-испытательным запуском 25 марта 1993 г. с космодрома Плесецк ракеты-носителя с разработанным НТЦ „Комплекс-МИТ“ экспериментальным КА (ЭКА-1). В ходе экспериментального пуска с того же космодрома пятиступенчатой РН «Старт» 28 марта 1995 г. несмотря на неудачу с выводом на орбиту КА, были успешно отработаны новые основные элементы данной РН, в первую очередь, двигательная установка второй ступени.

Полностью успешно прошли последующие два эксплуатационных пуска РН «Старт-1» с нового российского космодрома Свободный, осуществленные во исполнение Указа Президента РФ от 1 марта 1996 г. (табл. 6):

- В соответствии с Федеральной космической программой России 4 марта 1997 г. на заданную орбиту по заказу РВСН (Военно-космические силы) был выведен космический аппарат «Зея», созданный НПО прикладной механики, г. Красноярск.
- 24 декабря 1997 г. успешно проведен запуск видového космического аппарата «Эрли Бёрд-1» (EarlyBird-1), США, выполненный в рамках российско-американской коммерческой программы фирмы «Эрс Уотч» (EarthWatch), США, и НТЦ «Комплекс-МИТ».

Таблица 6

Данные об эксплуатационных пусках РН «Старт-1»

Номер пуска	Дата пуска, космодром	Тип РН	Тип ПН**)	Результат пуска
1	04 марта 1997 года, Свободный, Амурская обл. РФ	«Старт-1»	Навигационно-связной КА «Зея» Военно-космических сил РФ (солнечно-синхронная орбита)	Полностью успешный
2	24 декабря 1997 года, Свободный, Амурская обл. РФ	«Старт-1»	КА дистанционного зондирования Земли EarlyBird, США (солнечно-синхронная орбита)	Полностью успешный

При осуществлении запуска был подтвержден высокий уровень точности выведения КА на заданную орбиту. Отклонения параметров орбиты от расчетных в данных пусках получены существенно меньше, чем это было заявлено в проектных характеристиках точности (табл. 7)

***) полезная нагрузка

Таблица 7

Точностные показатели РН «Старт-1» по результатам эксплуатационных пусков

	Расчётные параметры (номинал)	Допустимые отклонения (2,7 σ)	Фактические отклонения
«Зея»			
Средняя высота	490,4 км	± 5 км	-1,4 км/+0,9 км
Наклонение	97,27 ⁰	$\pm 0,05^0$	+0,01 ⁰
Период обращения	5647,8 сек	$\pm 2,5$ сек	-0,16 сек
EarlyBird-1			
Средняя высота	479,2 км	± 5 км	+0,1 км
Наклонение	97,30 ⁰	$\pm 0,05^0$	+0,006 ⁰
Период обращения	5642,7 сек	$\pm 2,5$ сек	0,0 сек

VI. Перспективы дальнейшей эксплуатации РН семейства „Старт“

В настоящее время заключены контракты с зарубежными заказчиками, на основании которых предусматриваются запуски спутников с космодрома Свободный в 1999 гт.

Ведется активная предконтрактная работа с рядом зарубежных фирм на проведение запусков КА РН семейства „Старт“, как с российской территории, так и с территории страны-заказчика, включая размещение многоцелевых транспортабельных ракетно-космических комплексов на существующих или вновь создаваемых зарубежных космодромах.

РН семейства „Старт“ доведены до стадии коммерческой эксплуатации и могут быть использованы в качестве средства запуска малогабаритных КА как основной нагрузки с российских космодромов Плесецк и Свободный, а также с территории страны-заказчика в силу транспортабельности комплекса.

В настоящее время только РН семейства „Старт“ при размещении на космодроме Свободный обеспечивают возможность выведения МКА на солнечно-синхронные орбиты с российской территории, так как запуск КА на околополярные орбиты с использованием применяемых с космодрома Плесецк других РН сопряжен с прохождением траектории полета в опасной близости от крупных населенных пунктов.

Высокая степень готовности к пуску РН семейства „Старт“ способствует их применению в целях оперативного восстановления группировки КА в случае выхода из строя одного из спутников космической системы.

Возможность осуществления запуска малых КА на РН семейства „Старт“ в качестве попутной нагрузки может быть уточнена после формирования технического облика и характеристик этих КА на основании дальнейшей конкретизации планов запусков этими РН основных полезных нагрузок.

В настоящее время с одобрения Правительства Российской Федерации создана с участием РКА и НТЦ "Комплекс-МИТ" компания "Пусковые услуги". Распоряжением Правительства Российской Федерации № 838-р от 24 июля 1998 года на компанию "Пусковые услуги" возложено проведение работ по объединению усилий для продвижения на международном рынке услуг с использованием ракет-носителей семейства "Старт" и "Космос" по запуску малогабаритных спутников мирного

назначения, в том числе в качестве попутных грузов при запуске космических аппаратов по Федеральной космической программе России и в интересах Министерства обороны России, а также привлечение инвестиций для развития предприятий ракетно-космической отрасли - участников проекта по запуску.

Вопросы подготовки ракет-носителей и наземной инфраструктуры, выдача заключений о готовности к пуску будут обеспечиваться во взаимодействии с Минобороны РФ и другими ведомствами и по заключаемым договорам с кооперацией предприятий промышленности.

Более подробную информацию, касающуюся организационных вопросов программ запуска КА, а также деталей сопряжения КА и РН семейства „Старт“, воздействий на КА при наземной подготовке и в полете можно найти в выпущенных справочниках пользователя^{1,2} или получить при непосредственных контактах с офисом компаний "Пусковые услуги" и "НТЦ Комплекс-МИТ".

Источники:

1. START-1 LAUNCH VEHICLE USER'S HANDBOOK, STC COMPLEX
Confidential Property. Version 5.01, Moscow, Russia, 1994.
2. START-1 LAUNCH VEHICLE USER'S HANDBOOK, STC COMPLEX
Confidential Property. Version 5.11, Moscow, Russia, 1995.

Авторы:

1. Соломонов Юрий Семёнович, доктор технических наук, профессор, академик, директор и генеральный конструктор ГП "МИТ"
2. Суходольский Александр Петрович, академик, заместитель генерального конструктора ГП "МИТ"
3. Зинченко Сергей Михайлович, академик, генеральный директор ЗАО "Пусковые услуги"
4. Жирухин Юрий Николаевич, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, технический директор ЗАО "НТЦ Комплекс-МИТ"
5. Андрюшин Виктор Иванович, кандидат технических наук, академик, заместитель генерального директора ЗАО "Пусковые услуги"

**Перспективные многоразовые аэро-баллистические
и аэро-космические орбитальные и суборбитальные
ракетно-космические системы легкого класса.**

Л.М.Васильев, А.И.Ильин, Ц.В.Соловьев
ЦНИИМаш
141070 г.Королев, Московская область
ул Пионерская, 4
Факс: (095) 513 5420, (095) 513 4400

Рассматриваются энерго-массовые, летно-технические и технико-экономические характеристики, а также возможные области применения

- аэро-баллистических (баллистический ракетный ускоритель - планирующий гиперзвуковой летательный аппарат),
- аэро-космических (системы выведения авиационного старта, использующие подъемную силу на отдельных участках полета) многоразовых ракетных систем легкого класса.

К ним можно отнести :

- многоразовый одноступенчатый носитель с возвратом в район старта с орбиты ИСЗ по одновитковой суборбитальной планирующей траектории,
- аэробаллистическую ракетную систему состоящую из баллистического ракетного ускорителя и гиперзвукового планирующего летательного аппарата с большим аэродинамическим качеством $K \approx 3,5-4,0$,
- одноступенчатый транспортно-пассажирский ракетоплан межконтинентальной и глобальной дальности,
- ракетно-космические системы авиационного старта с до- или сверхзвукового самолета-носителя.

Приведены и проанализированы проектные разработки и конструктивно-компоновочные схемы различных аэрокосмических систем. Отмечена возможность создания на их базе полностью многоразовых ракетных комплексов. Рассмотрены возможности применения таких систем для глобальных транспортно-пассажирских операций и космического туризма.

Проанализированы проблемы создания аэрокосмических орбитальных и суборбитальных систем в части разработки и создания новых типов многокомпонентных ЖРД, комбинированных двигательных установок (ВРД+ЖРД), обеспечения теплозащиты и тепловых режимов на борту летательного аппарата. Приведены возможные компоновочные схемы гиперзвуковых планирующих аппаратов с $K=4-6$.

Рассмотрены проблемы суборбитального полета с атмосфере с сверхкруговой скоростью.

Воздушно-космический комплекс МИГ-31С

Коржув М.В., Кострубский Э.К.
Авиационный Научно-Промышленный Комплекс "МИГ"
125299, Москва, Ленинградское шоссе, 6
телефон/факс: (095)150-78-26

Воздушно-космический комплекс МИГ-31С предназначен для выведения в автоматическом режиме спутников Земли на низкие орбиты с высотой $H=00\ldots1000$ км, наклонением $i=0\ldots90^\circ$ и обеспечивает вывод на полярную орбиту массой порядка 70 кг ($H=500$ км) и 100 кг ($H=200$ км).

Комплекс МИГ-31С состоит из сверхзвукового самолета-носителя МИГ-31С, приспособленного для подвески и транспортировки ракеты-носителя, и трехступенчатой ракеты-носителя РН-С.

Комплекс обеспечивает выведение спутников на заданные орбиты с одного из выбранных аэродромов 1 класса с возможностью выбора параллакса (бокового смещения), величина которого составляет более половины межвиткового расстояния орбиты ($L=1200$ км).

Комплекс может обеспечивать несколько запусков в сутки. При этом взлет и полет комплекса мало зависит от времени суток и погодных условий, частота запусков определяется потребным временем на подвеску ракеты-носителя, заправку самолета топливом, предполетной подготовкой самолета и оперативный ввод программы выведения спутника (не более 2-х часов).

Комплекс МИГ-31С отличается от ракетных комплексов выведения спутников той же размерности, стартующих с Земли, мобильностью и оперативностью применения, являясь более экономичным по сравнению с этими комплексами, так как в качестве 1 ступени в не применен сверхзвуковой самолет-носитель, который при выведении ракеты-носителя в точку старта ($H=18$ км, $V=650$ м/с) реализует до 35% полной энергии выведения спутника.

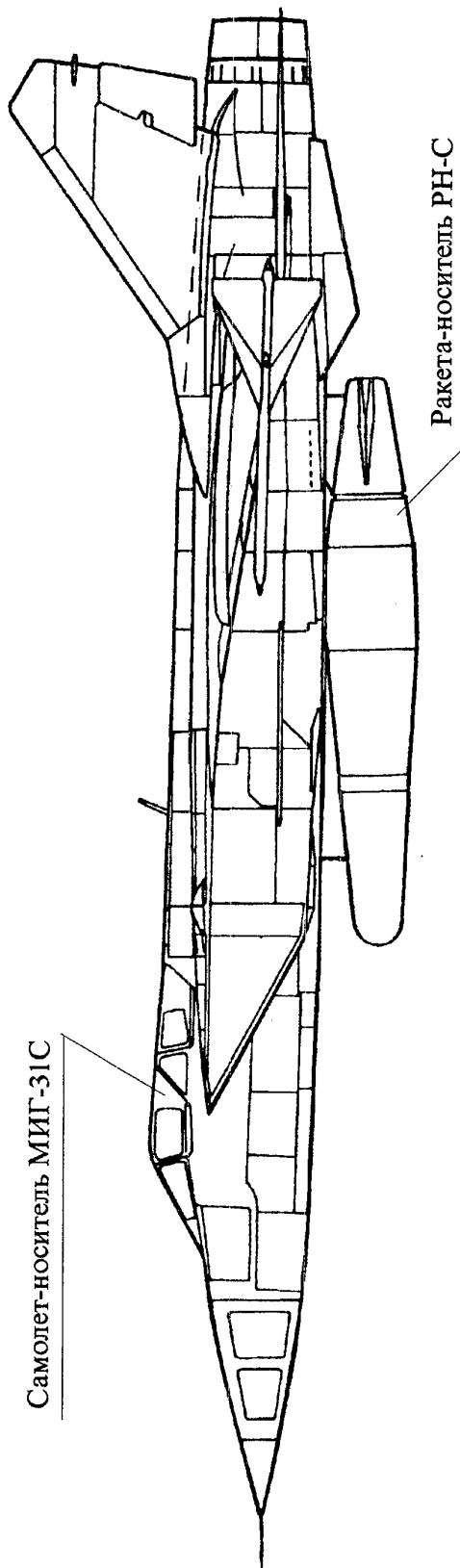
Комплекс не имеет компонентов, загрязняющих окружающую среду на участке выведения спутника и космическое пространство.

Самолет-носитель МИГ-31С (модификация самолета-перехватчика МИГ-31) разработан и испытан АНПК "МИГ". В летных испытаниях самолета выполнены сбросы габаритно-весового макета ракеты-носителя на траектории выведения в автоматическом и полуавтоматическом режимах управления.

Ракета-носитель РН-С разрабатывается с использованием существующих ступеней ракет и системы управления выведением спутника.

Самолет МИГ-31С может быть адаптирован для применения зарубежных ракет-носителей выведения спутников.

Воздушно-Космический Комплекс МИГ-31С



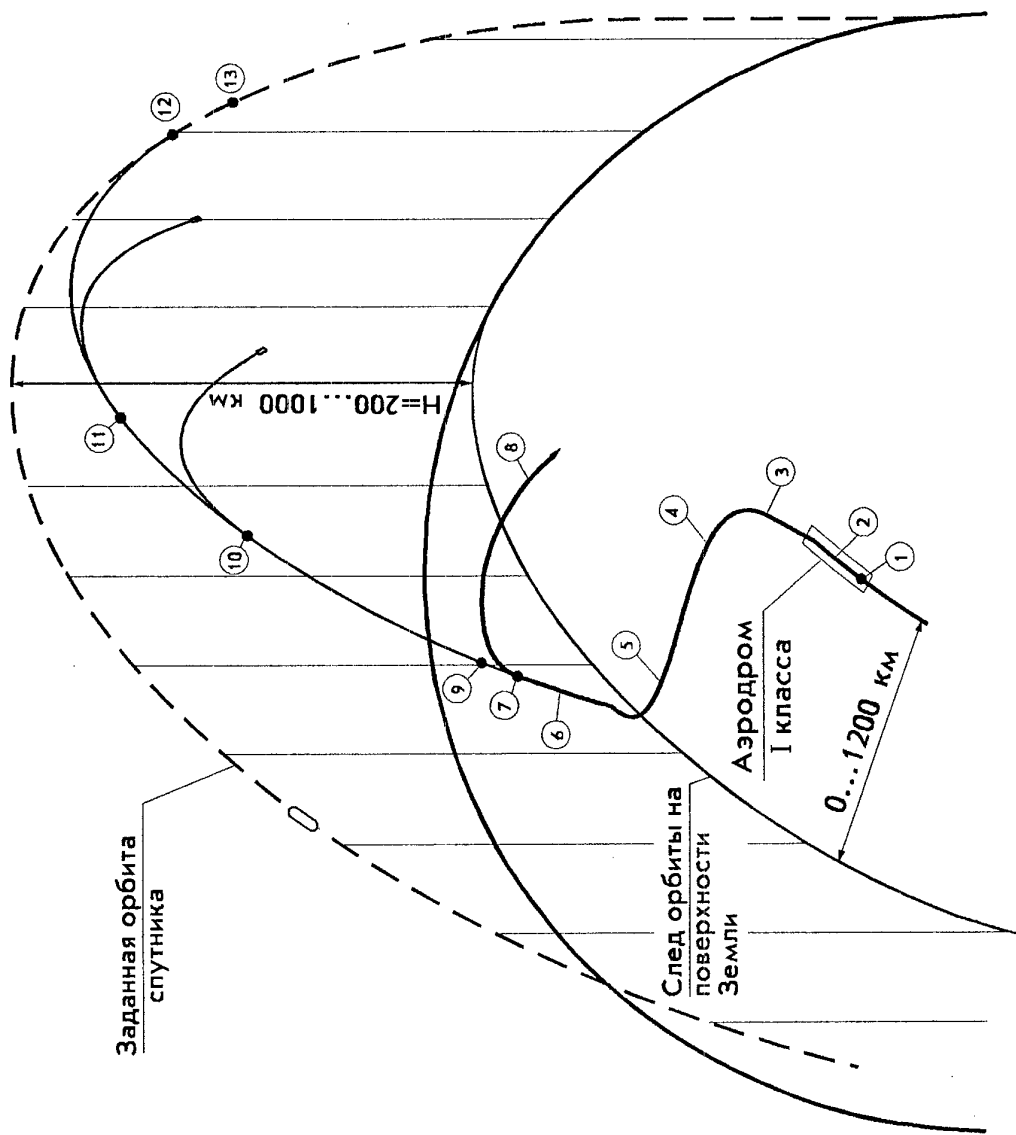
Самолет-носитель

Экипаж 1 чел.
 Двигатель 2 x ДЗОФб
 Тяга двигателей 2 x 15500 кг
 Максимальная скорость $M=2,83/3000$ км/час
 Потолок 20000 м
 Максимальная взлетная масса 50 т

Ракета-носитель

Максимальная длина 7000 мм
 Максимальный диаметр 1100 мм
 Масса 5500 ... 7000 кг
 Максимальная масса спутника 200 кг
 Максимальные размеры зоны размещения спутника $\varnothing 800$ мм, $L=1200$ мм

Выведение спутника Земли на орбиту



Aerospace Complex MIG-31S

Korzhuev M.V., Kosturbsky E.K.
Aviation Scientific-Industrial Complex "MIG"
125299, Moscow, Leningradskoe shosse, 6
tel./fax (095)150-78-26

MIG-31S Aerospace Complex is designed to put earth satellites into low orbits with $H=200\text{...}1000$ km altitudes and $i=0\text{...}90^\circ$ inclination in the automode. It enables to put into the polar orbit ($i=90^\circ$) the satellites of about 70 kg ($H=500$ km) and 100 kg ($H=200$ km) mass.

MIG-31S Aerospace Complex consists of MIG-31S supersonic carrier fit to suspend and transport a satellite booster and RN-S three-stage satellite booster.

MIG-31S Complex provides satellites putting into desired orbit from one of the selected 1 class airdrome with possibility to choose parallax (side shift), which value is more than half of satellite orbit interconvolution distance ($L=1200$ km).

The Complex can provide several launches a day. In this case, the Complex takeoff and flight are slightly dependent on the day time and weather conditions.

The launching frequency is defined by the time required to suspend a satellite booster, fuel the aircraft, for its preflight preparation and rapid insert of the satellite putting program (not more than 2 hours).

MIG-31S Complex differs from the rocket complexes, putting the same dimension satellites while launching from the Earth, by its mobility and quick application, being more efficient in comparison with these complexes because as its 1-st stage it uses the supersonic carrier, which realizes up to 35% of the satellite-putting total power while putting a satellite booster into the starting point ($H=18$ km, $V=650$ m/s).

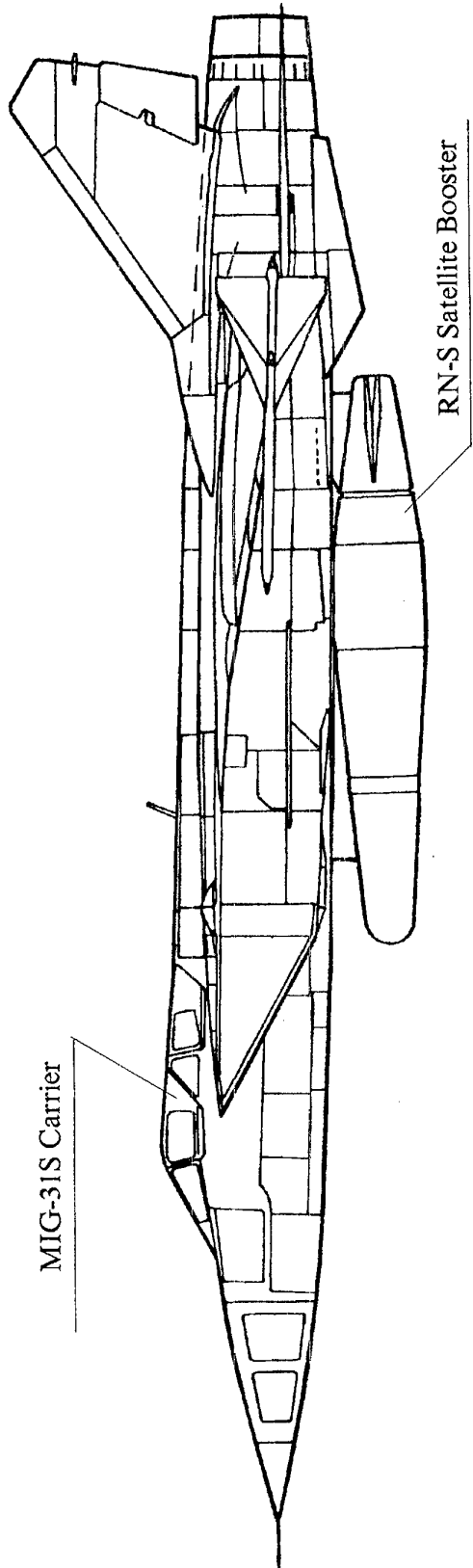
The Complex is free any components containing the environment in the path and the space.

MIG-31S carrier (which is MIG-31 interceptor modification) is developed and built by ANPK "MIG". During aircraft flight testing the satellite booster dimensional-and-weight mock-up releases onto the putting trajectories were performed in both automatic and semiautomatic control modes.

RN-S satellites booster is under development with application of the existing rocket stages and satellite-putting control system.

MIG-31S Aircraft may be adapted to utilize the foreign satellite boosters.

MIG-31S Aerospace Complex



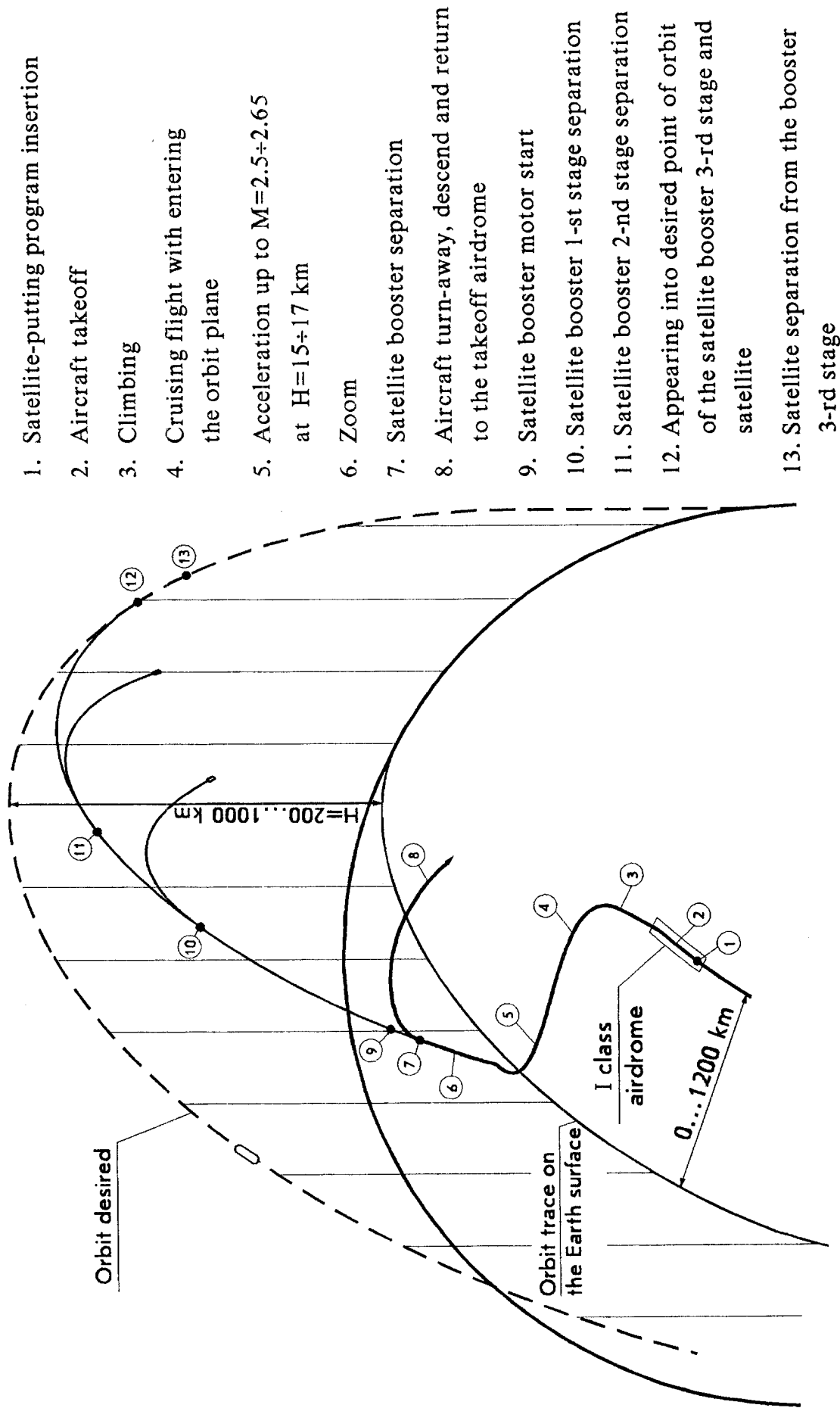
MIG-31S Carrier

Crew 1 person
 Engines 2 x D30F6
 Engine thrust 2 x 15500 kg
 Max speed M=2.83/3000 km/h
 Ceiling 20000 m
 Max takeoff mass 50 tons

RN-S Satellite Booster

Max length 7000 mm
 Max diameter 1100 mm
 Mass 5500 ... 7000 kg
 Satellite max mass 200 kg
 Max size of satellite placing area Ø800 mm, L=1200 mm

Earth Satellite Putting into Orbit



**Многоцелевое применение разгонных блоков-
одно из перспективных направлений развития
ракетной техники**

**Р.В.Алимов
КБ"Салют" ГКНПЦ им.М.В.Хруничева
121309, Москва, Новозаводская ул., 18
тел 142-59-21, факс: 956-24-41**

Важнейшим фактором интенсивного развития технологии и практики создания малых КА является фактор экономичности. Высокая стоимость выведения на орбиту заставила разработчиков КА снижать массу и габариты аппаратов, повышать их ресурс, реализовывать групповое и попутное выведение.

В докладе анализируются основные направления повышения экономической рентабельности космической деятельности и в качестве одного из перспективных направлений рассматривается многоцелевое применение разгонных блоков ракет-носителей.

На основе использования разгонного блока "Бриз-КМ" ракеты-носителя "Рокот", обладающего высокими эксплуатационными качествами, рассматривается возможность реализации программы работ в интересах науки, социально-экономического развития и международного сотрудничества. В качестве возможных направлений работ рассматривается, в частности, исследование динамики засоренности ОКП, отработка средств расчистки ОКП, исследование поточных метеороидов в ОКП.

**Анализ энергетических затрат
при выведении малых спутников на геостационарную орбиту
с применением двигателя малой тяги**

В. Васильев,
Э. Кодолов, С. Пидоненко
ГКБ "Южное"
320008 Украина, г. Днепропетровск
ул. Криворожская 3
Факс: (0562) 700430

Доклад посвящен вопросам анализа энергетических затрат при довыведении малых спутников (связных, метеорологических, навигационных) на геостационарную орбиту с применением электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ).

Разработана методика поиска рационального управления двигательной установкой малой тяги при довыведении спутников на геостационарную орбиту с учетом наложенного ограничения на длительность маневра. Решена задача поиска длительности маневра с ограничением на количество топлива. Предусмотрена возможность использования комбинированной двигательной установки – жидкостного реактивного двигателя совместно с ЭРДУ. Приведены результаты расчета для довыведения с различных промежуточных орбит.

В настоящее время многие малые спутники (связные, метеорологические, навигационные) доводятся на геостационарную орбиту (ГСО) непосредственно либо доразгонным блоком ракеты – носителя (РН), либо собственной двигательной установкой доыведения КА. В качестве двигателя в обоих случаях применяется жидкостной реактивный двигатель (ЖРД). К преимуществам такого способа относится малая длительность маневра: сравнительно большое реактивное ускорение, развиваемое ЖРД, позволяет существенно изменять оскулирующие элементы орбиты в пределах одного витка. Недостатком является низкий удельный импульс ЖРД (200..350 с) и, как следствие, высокий расход топлива на маневр. Это уменьшает массу полезной нагрузки, выводимой на ГСО. При этом снижается эффективность использования космической транспортной системы.

Снизить затраты топлива можно, используя при доыведении электрореактивную двигательную установку (ЭРДУ) выводимого космического аппарата (КА). Удельный импульс ЭРДУ (1500..2500 с) значительно больше, чем у ЖРД. Таким образом, при доыведении малых КА на ГСО с использованием ЭРДУ, есть возможность добиться уменьшения массы расходуемого рабочего тела. Однако реактивное ускорение, развиваемое ЭРДУ, на четыре – пять порядков меньше, чем у ЖРД. Это приводит к тому, что при доыведении с использованием ЭРДУ оскулирующие элементы орбиты в пределах одного витка получают малые приращения, что ведет к значительному увеличению длительности маневра в целом.

Настоящая работа посвящена анализу энергетических затрат при доыведении малых спутников на геостационарную орбиту с применением ЭРДУ. Данная тема поднималась в работах [1,2]. Целью данной работы явился поиск рациональной схемы доыведения на ГСО с использованием двигателя малой тяги. Предложен метод оптимизации орбитального маневра доыведения с применением комбинированной двигательной установки (ЭРДУ+ЖРД).

Исходные положения

Для примера рассмотрены следующие характеристики ЭРДУ:

- удельный импульс 1500 с;
- удельное потребление электроэнергии ЭРДУ 180 Вт/гс;
- тяга одного блока ЭРДУ 8 гс.

В этих условиях электрическая мощность, необходимая для работы одного блока ЭРДУ, составит 1440 Вт, что ориентировочно соответствует мощности, обеспечиваемой системой электропитания (СЭП) в конце срока активного существования ряда современных спутниковых платформ, имеющих массу около 600 кг (таблица 1).

Таблица 1.

Малые спутниковые платформы связных геосинхронных КА

Название платформы	Фирма - разработчик	Масса, кг	Мощность системы электропитания, Вт
SB – 1000	Aerospatial Espace	500 .. 715	1500
GE – 3000	GE Astro Space	760	1400 .. 1600
SB – 100	DASA	850	1463
INSAT	ISPRO	650	1200
HS – 376	Hughes SCC	560	900

Примем в расчетах при довыведении с помощью ЭРДУ начальную массу КА равной 850 кг, а при довыведении с помощью комбинированной двигательной установки (КДУ) - 1700 кг.

В качестве опорной орбиты выберем круговую орбиту высотой 4000 км.

Так как на участке довыведения мощность, потребляемая полезной нагрузкой КА, минимальна, то практически вся мощность СЭП может быть использована для работы ЭРДУ, что обеспечит приведенное значение тяги.

При рассмотрении маневров с использованием жидкостного реактивного двигателя (ЖРД) принят удельный импульс 300 с, тяга – не менее 10 кгс.

При проведении оценок принято значение массы конструкции доразгонного ЖРД и топливных баков на уровне 25% от массы потребного топлива.

В качестве ориентировочного значения допустимого суммарного времени довыведения была принята длительность маневра 200 суток.

Исследования проведены на основе анализа приближенных аналитических зависимостей движения КА в центральном невозмущенном поле притяжения Земли с учетом переменной массы КА и идеальной ориентации вектора тяги двигательной установки (ДУ) в орбитальной системе координат.

Примем следующую схему маневра довыведения (рис. 1):

1. переход с опорной орбиты на некоторую промежуточную эллиптическую орбиту с целью снижения затрат на изменение наклона плоскости орбиты (1 этап);
2. изменение наклона плоскости орбиты (2 этап);
3. переход на требуемую круговую орбиту (ГСО) (3 этап).

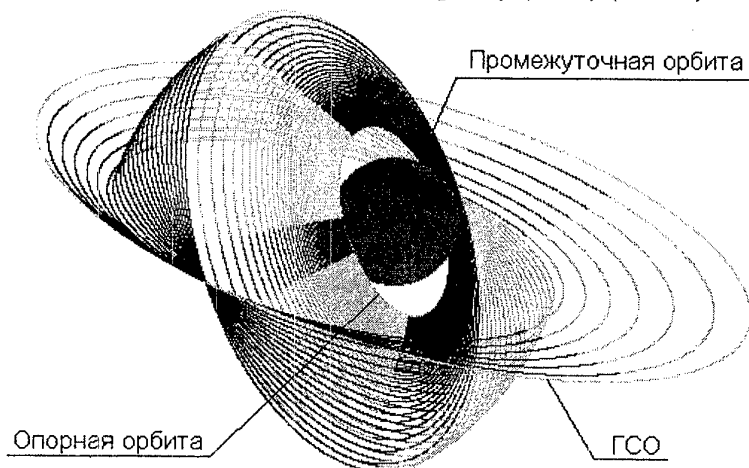


Рис. 1. Схема довыведения космического аппарата на ГСО с помощью ЭРДУ.

Считаем, что маневр производится с помощью ЭРДУ. В случае, если длительность маневра превысит допустимую, на начальных этапах с целью сокращения длительности маневра до допустимой применяется ЖРД.

Выведение с помощью электрореактивной двигательной установки

При расчетах траекторий выведения КА с опорной орбиты, обеспечиваемой РН и разгонным блоком, на геостационарную орбиту с помощью ЭРДУ принята следующая концепция выбора программ управления двигательной установкой.

а) Направление вектора тяги на этапе коррекции наклона – бинормальное. Изменение наклона орбиты производится при наибольшей высоте орбиты (в окрестности апогея), когда значение апогейной скорости минимально.

Минимальный расход топлива обеспечивается при включении ДУ в минимальной окрестности апогея, однако это приводит к необходимости проведения коррекции на большом числе витков и, соответственно, - к очень большой длительности маневра. Расширение этой окрестности с одной стороны сокращает длительность маневра, а с другой – приводит к неоптимальному расходу рабочего тела ДУ и соответствующему увеличению его потребной массы.

б) Направление вектора тяги при компланарных переходах на этапе изменения радиуса орбиты – трансверсальное.

При переходе на ГСО с эллиптической орбиты минимальный расход топлива обеспечивается при включении ДУ в минимальных окрестностях апогея и перигея, однако это также приводит к очень большой длительности маневра. Аналогично случаю коррекции наклона, расширение этих окрестностей с одной стороны сокращает длительность маневра, а с другой – приводит к дополнительному расходу рабочего тела. Кроме того, приложение управляющей силы не точно в апогее или перигее, а в их окрестностях, оказывает паразитное влияние на параметры орбиты, что потребует последующей их корректировки.

При расчете управления ЭРДУ возникает необходимость в оценке энергетических затрат за маневр. В качестве нижнего предела примем затраты, рассчитанные в импульсной постановке. Введем в связи с этим так называемый коэффициент неоптимальности использования ЭРДУ. Обозначим его K_H . Эта величина характеризует избыточные затраты характеристической скорости, обусловленные работой в окрестности точек оптимального приложения тяги, относительно “импульсного” минимума. Зависимость длительности маневра поднятия перигея с высоты 4000 км до 35800 км при компенсации роста апогея на высоте 35800 км от коэффициента K_H приведена на рисунке 2.

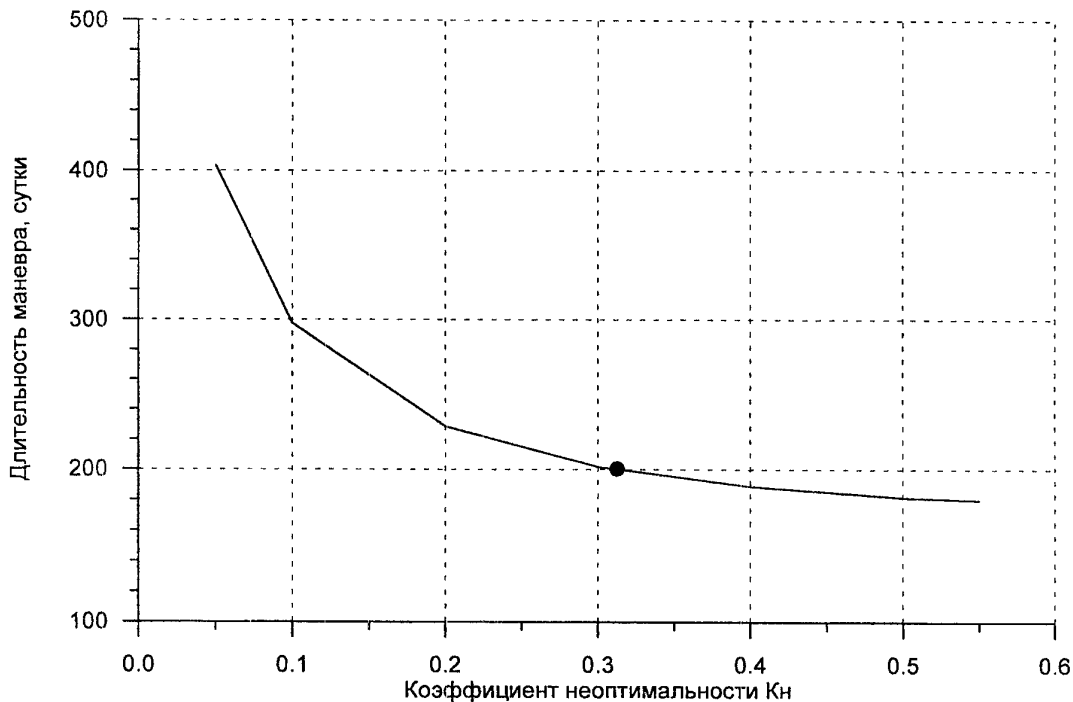


Рис. 2. Зависимость длительности маневра от коэффициента неоптимальности.

Если принять величину коэффициента неоптимальности K_n известной, расчет энергетических затрат при использовании ЭРДУ можно вести в импульсной постановке. Решение задачи поиска затрат характеристической скорости в непрерывной постановке будет отличаться от решения той же задачи в импульсной постановке в пределах $(1 + K_n)$ раз.

Если допустить, что за время работы двигательной установки скорость изменения эксцентрической аномалии постоянная, при расчете длительности включений на каждом конкретном витке условие максимального приближения фактических затрат к расчетным будет иметь вид (1):

$$1 + K_n = \frac{df(E_{cp})/dt}{\Delta f/\Delta t_{вкл}}, \quad (1)$$

- f - приращение корректируемого параметра орбиты,
- $\Delta t_{вкл}$ - длительность включения ДУ на витке,
- E_{cp} - эксцентрическая аномалия середины окрестности включения, точка оптимального приложения тяги.

Числитель правой части выражения (1) есть максимальная производная приращения корректируемого параметра орбиты по длительности включения. А знаменатель - средняя производная приращения корректируемого параметра орбиты по длительности включения ДУ. Таким образом величина $(1 + K_n)$ пропорциональна отношению характеристических скоростей в непрерывной и в импульсной постановках соответственно, необходимых для изменения корректируемого параметра на одну и ту же величину.

Считая реактивное ускорение ЭРДУ малым, можно принять, что под его влиянием медленно изменяющиеся оскулирующие элементы орбиты изменяются

несущественно и принять их на витке постоянными. Исходя из выражения (1), для маневра изменения наклона орбиты выражение для угловой длительности E_A апогейного включения ДУ примет вид (2):

$$E_A = \frac{\sin(E_A)(Ae - 2(1 + K_H)(1 + e^2)) - 0.5e \sin(2E_A)(1 + K_H)}{3e(1 + K_H) - A},$$

$$A = \frac{2\sqrt{\mu}(1 - e^2)^{5/2}}{(1 - e)p^{3/2}},$$
(2)

E_A - половина апогейной окрестности включения ЭРДУ,

p - фокальный параметр,

e - эксцентриситет орбиты,

μ - гравитационная постоянная.

Для маневра поднятия перигея с одновременным торможением роста апогея на угловые длительности E_A и E_{II} половин апогейного и перигейного включений накладываются следующие ограничения:

$$\left. \begin{aligned} E_{II} &= \frac{E_A(2 + K_H(1 - e) - e) + e(\sin(E_A) - \sin(E_{II}))}{K_H(1 - e) - e}, \\ E_A &= -\frac{(4 + e)E_{II} + 4(\sin(E_A) + \sin(E_{II})) + 0.5e(\sin(2E_A) - \sin(2E_{II}))}{4 + e}. \end{aligned} \right\} (3)$$

Для случая поднятия апогея и компенсации роста перигея ограничение на половину окрестностей E_A и E_{II} апогейного и перигейного включений имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} E_{II} &= \frac{E_A(e + K_H(1 + e)) - e(\sin(E_A) - \sin(E_{II}))}{2 + e + K_H(1 + e)}, \\ E_A &= \frac{(4 - e)E_{II} - 4(\sin(E_A) + \sin(E_{II})) + 0.5e(\sin(2E_A) + \sin(2E_{II}))}{(4 - e)}. \end{aligned} \right\} (4)$$

Полученные условия обеспечивают расчет управления на орбитальный переход с отклонением реальных затрат характеристической скорости от минимально возможных в пределах + 10 % для коэффициента неоптимальности $K_H < 60$ %.

Поиск рациональной промежуточной орбиты

На рисунке 3 изображена зависимость потребной массы топлива от радиуса апогея для различных углов наклона плоскости опорной орбиты.

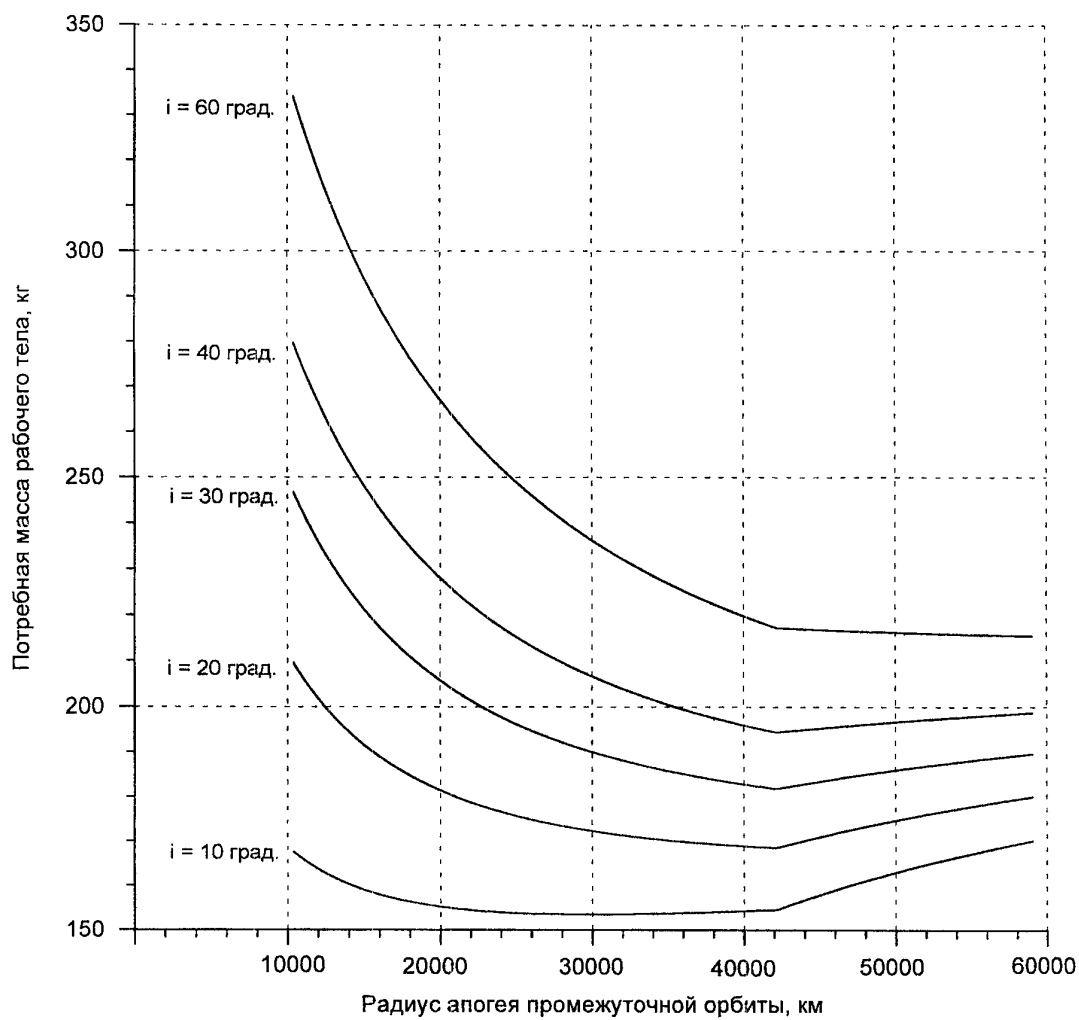


Рис.3. Затраты топлива на маневр.

Как видно из рисунка 3, для любого наклона существует такой радиус апогея промежуточной орбиты, при котором суммарные затраты топлива на маневр будут минимальными. Зависимость радиуса апогея промежуточной орбиты от наклона опорной орбиты приведена на рисунке 4*. Опорная орбита - круговая с высотой 4000 км.

* При расчете зависимости оптимальной высоты апогея промежуточной орбиты от наклона управление рассчитывалось для K_n , равного 0.5.

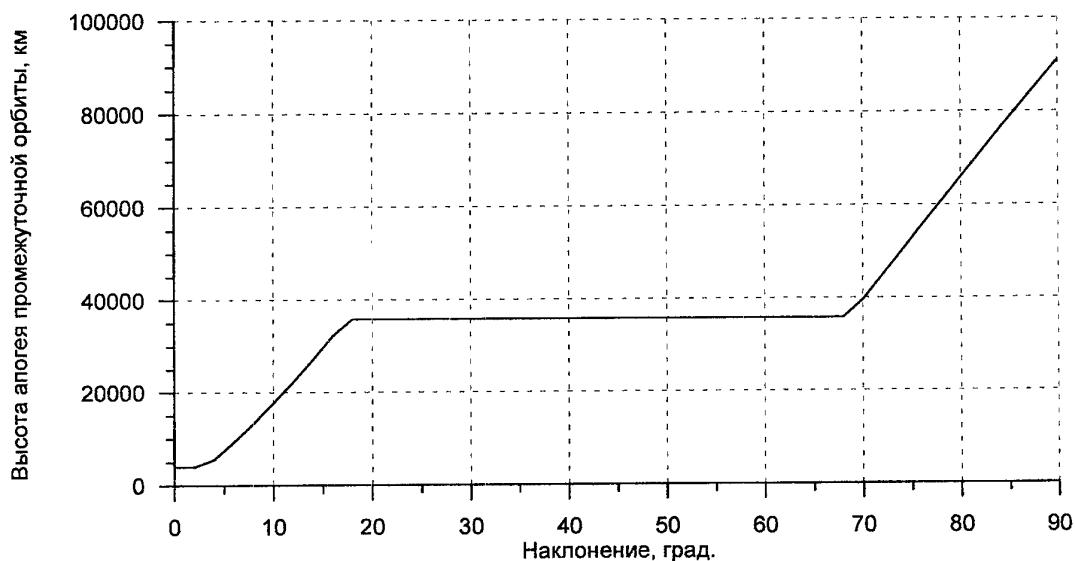


Рис. 4. Зависимость высоты апогея оптимальной промежуточной орбиты от наклона.

Из рисунка 4 следует, что с ростом наклона промежуточной орбиты оптимальный радиус апогея увеличивается. С увеличением радиуса апогея промежуточной орбиты затраты на изменение наклона уменьшаются, но растут затраты топлива, связанные с переходом на промежуточную орбиту и переходом с нее на ГСО. При поиске рационального управления появляется необходимость в определении промежуточной орбиты, при которой тратится минимум топлива на весь маневр. В импульсной постановке при принятых ограничениях на последовательность орбитальных переходов эта задача сводится к поиску экстремума функции одной переменной - радиуса апогея промежуточной орбиты.

Длительность маневра при использовании только ЭРДУ значительно превосходит допустимую. Поэтому возникает необходимость в применении ЖРД.

Выведение на геостационарную орбиту при использовании комбинированной двигательной установки

Исходя из условия максимизации реактивного ускорения двигательной установки примем, что ЖРД целесообразно использовать на начальных этапах маневра, и только после расхода всего топлива и сброса самого ЖРД – применять ЭРДУ.

Поскольку цель применения ЖРД – “вписаться” в требуемое время маневра, очевидно, что подход к его применению должен быть следующим: с помощью ЖРД производится переход на промежуточную орбиту и изменение наклона, а с помощью ЭРДУ – выход на ГСО. В случае недостатка времени для перехода на ГСО частично используется ЖРД.

На этапах, где применяется ЖРД, расчеты можно вести в импульсной постановке, считая, что характеристическая скорость затрачивается мгновенно. Маневры, осуществляемые с использованием ЭРДУ, считаются методом, описанным выше.

Зависимость оптимального радиуса апогея промежуточной орбиты от наклонения промежуточной орбиты приведена на рисунке 5. Опорная орбита - круговая с высотой 4000 км.

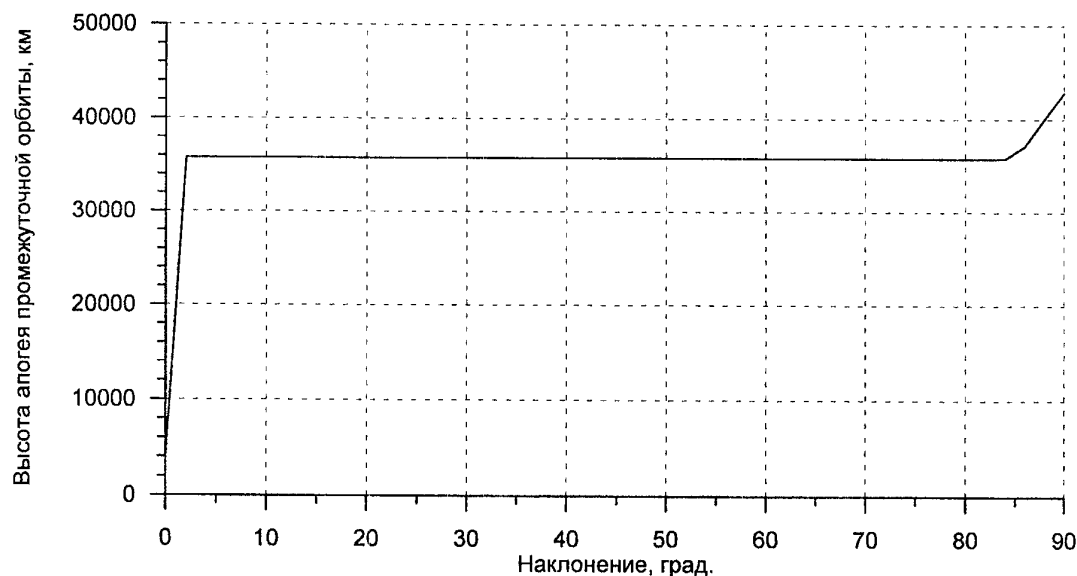


Рис.5. Зависимость высоты апогея оптимальной промежуточной орбиты от наклонения.

Как видно из рисунка 5, график высоты апогея имеет горизонтальный участок, соответствующий высоте ГСО, для наклонений в пределах 2..83 градусов. Полученные данные позволяют сделать вывод о том, что высота апогея опорной орбиты должна стремиться к высоте ГСО.

Была проведена сравнительная характеристика маневра довыведения КА на ГСО для случаев использования ЭРДУ (начальная масса КА 850 кг) и комбинированной ДУ(начальная масса КА 1700 кг). Опорные орбиты - круговые с высотой 4000 км и наклонением 46 и 5 градусов. Результаты расчетов приведены в таблицах 2 и 3.

Таблица 2.

Параметры опорной орбиты			Длительность маневра, сутки				Потребная масса рабочего тела, кг			
i, град	$h_{д,}$ км	$h_{ап,}$ км	1 этап	2 этап	3 этап	всего	1 этап	2 этап	3 этап	всего
46	4000	4000	810	353	269	1432	124	110	93	327
5	4000	4000	133	142	345	620	36	36	158	230

Таблица 3.

Параметры опорной орбиты			Длительность маневра, сутки				Потребная масса рабочего тела, кг			
i, град	h_{π} , км	h_{α} , км	1 этап (ЖРД)	2 этап (ЖРД)	3 этап (ЭРДУ)	всего	1 этап (ЖРД)	2 этап (ЖРД)	3 этап (ЭРДУ)	всего
46	4000	4000	0	0.3	175	175	731	389	194	1314
5	4000	4000	0	0.3	180	180	731	54	277	1062

Как видно из таблиц, для данного случая, время на довыведение с использованием только ЭРДУ более, чем в три раза превосходит допустимое. Длительность маневра с использованием комбинированной двигательной установки составила 175 и 180 суток, что лежит в допустимых пределах. Вместе с тем, если ограничение на длительность маневра отсутствует, за счет снижения затрат топлива в случае использования только ЭРДУ, появляется возможность выведения на ГСО тем же носителем двух КА.

Литература

1. Гроздовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В. Механика космического полета с малой тягой. - М.: Наука, 1966.
2. Салмин В.В., Ишков С.А., Романенко В.А. Увеличение полезной нагрузки, выводимой на геостационарную орбиту с помощью электрореактивных двигателей малой тяги. - Конверсия, 1996, № 11.

**Analysis of Power Consumption in Small - Sized Satellite Injection
into Geostationary Orbit Using Thruster**

V. Vasilyev,
E. Kodolov, S. Pidonenko
Yuzhnoe SDO
320008 Ukraine, Dnepropetrovsk city
Krivorozhskaya str. 3
Fax: (0562) 700430

The report is devoted to problems of power consumption analysis in final injection of small -sized satellites (communications, meteorological, navigation) into geostationary orbit using the electric – jet propulsion system (EJPS).

A procedure to search a rational thruster control in final satellite injection into geostationary orbit with account of restriction imposed on maneuver duration is developed. A problem to search a maneuver duration with restriction on propellant quantity is solved. A possibility to use a combined propulsion system – liquid jet engine with EJPS is provided. Results calculation of for final injection from different transfer orbits are given.

At the present many small-sized satellites (communication, meteorological, navigation) are injected finally directly to the geostationary orbit (GEO) either with the help of launch vehicle's upper stage or own propulsion system used for final spacecraft injection. Liquid propellant rocket engine (LPRE) is used in both cases. An advantage of such method consists in small duration of manoeuvre: comparatively large reactive acceleration developed by LPRE allows to change considerably an osculating component of orbit during a single orbital turn. Disadvantage of above method consists in low specific impulse of LPRE (200..350 s) and as a consequence high propellant consumption to make a manoeuvre and lower mass of payload injected to GEO. In this case efficiency of space transport system is decreased.

It is possible to reduce propellant consumption by using in the course of final injection an electric jet propulsion system (EJPS) installed on a spacecraft (SC) injected to orbit. EJPS specific impulse (1500..2500 s) is considerably higher in compare with LPRE. So, during SC final injection to GEO using the EJPS a possibility exists to decrease weight of consumed propulsive mass. But reactive acceleration developed by EJPS is four – five orders less than LPRE acceleration. It lead to that in the course of final injection using EJPS the osculating orbital component obtains small increments during a single turn that results in considerable increase of manoeuvre duration as a whole.

The given paper is devoted to analysis of power consumption during small – sized satellites injection to GEO using an EJPS. This problem was examined in papers [1,2]. The purpose of the given paper consists in search of rational pattern of final injection to GEO with the help of a thruster. Method of optimization of final injection orbital manoeuvre using combined propulsion system (EJPS+ LPRE) is proposed.

Initial conditions

The following EJPS characteristics are considered as an example:

- specific impulse 1500 s;
- EJPS specific power consumption 1800 W/gram – force;
- thrust of single EJPS unit 8 gram – force.

Subject to these conditions an electric power required for operation of single EJPS unit equal 1440 W that approximately corresponds to power generated by power supply system (PSS) at the end of active life of some modern satellite buses of mass about 600 kg (see table 1).

Table 1

Bus	Developer	Mass, kg	Supply system power, W
SB – 1000	Aerospatial Espace	500 .. 715	1500
GE – 3000	GE Astro Space	760	1400 .. 1600
SB – 100	DASA	850	1463
INSAT	ISPRO	650	1200
HS – 376	Hughes SCC	560	900

If final injection is fulfilled with the help of an EJPS, let's take a value of 850 kg as an initial mass of SC for our estimations and for the case of combined propulsion system 1700 kg.

Circular orbit of 4000 km height will be used as a base line orbit.

Due to the fact that at final injection leg a power consumed by SC's payload is minimal then practically the total PSS power can be used for EJPS operation that provides given thrust value.

In reviewing manoeuvres performed with the help of LPRE a specific impulse of 300 s and thrust no less than 10 kgf are adopted.

To make estimation, mass of accelerating LPRE and propellant tanks was adopted equal to 25% of required propellant mass.

Manoeuvre duration of 200 days was adopted as an approximate value of permissible total time of final injection.

Analysis were performed on basis of analysis of approximate analytical function of SC motion in central non – disturbed earth's gravity field taking into account varying SC mass and ideal orientation of propulsion system thrust vector in orbital coordinate system.

The following sequence of final injection manoeuvre is adopted (see fig.1).

1. Transition from base line orbit to any intermediate elliptical orbit with the purpose to decrease power consumption to change inclination of orbital plane (1st phase).
2. Change of orbital plane inclination (2nd phase).
3. Transition to required circular orbit (GEO) (3rd phase).

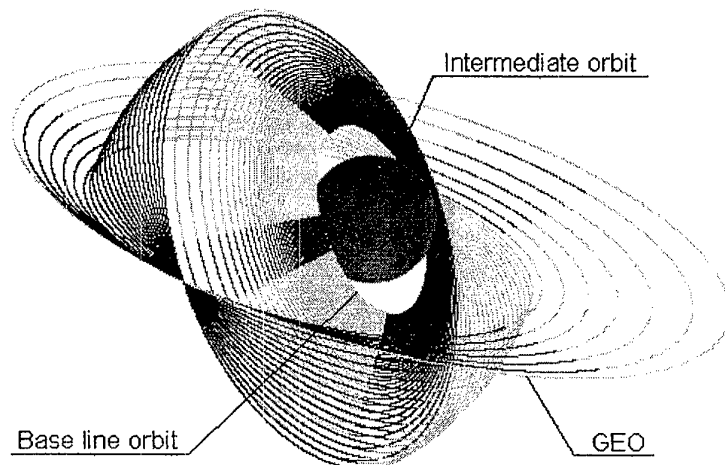


Fig1. Pattern of spacecraft final injection to GEO using an EJPS.

We take that manoeuvre is performed by EJPS. If manoeuvre duration exceeds permissible one then LPRE is used on the initial phases with the purpose to decrease manoeuvre duration down to permissible value.

Injection with the help of electric jet propulsion system

In estimating trajectories of SC injection from base line orbit provided by LV and upper stage to GEO using EJPS the following concept of selection of propulsion system control program is aborted:

a) Thrust vector direction is binormal at the phase of inclination correction. Change of orbital inclination is done at the highest orbit point (close to apogee) when apogee velocity is minimal.

Minimal propellant consumption is provided when propulsion system starts at minimal apogee region but it lead to necessity to perform correction within many number of turns and consequently to extremely long duration of manoeuvre. Expansion of this region lead to shortened manoeuvre from one side but to non-optimal consumption of propulsion system working medium and respective increase of its mass from the other side.

b) Direction of thrust vector is transversal during complanar transitions at phase of change of orbital radius.

In the course of transition to GEO from elliptical orbit a minimal propellant consumption is provided when propulsion system starts at minimal apogee and perigee regions but it also lead to very long duration of manoeuvre. Like for the case of inclination correction, expansion of these region lead to shortened manoeuvre duration from one side but to additional consumption of propulsive mass from the other side. Moreover, application of control force not in apogee or perigee exactly but in the vicinity there of shows negative influence on orbital parameters that would require their next correction.

In estimating EJPS control the need arises to estimate power consumption per manoeuvre. Let's take consumption calculated on impulse basis in the capacity of lower limit. In connection with above so called coefficient of non-optimal use of EJPS is introduced, K_N . This value characterizes excess use of characteristic velocity, stipulated by operation in the vicinity of points of optimal application of thrust, relatively "impulse" minimum. Function of duration of manoeuvre to rise perigee from 4000 km to 35800 km while compensating apogee rise at 35800 km vs coefficient K_N is shown on fig.2.

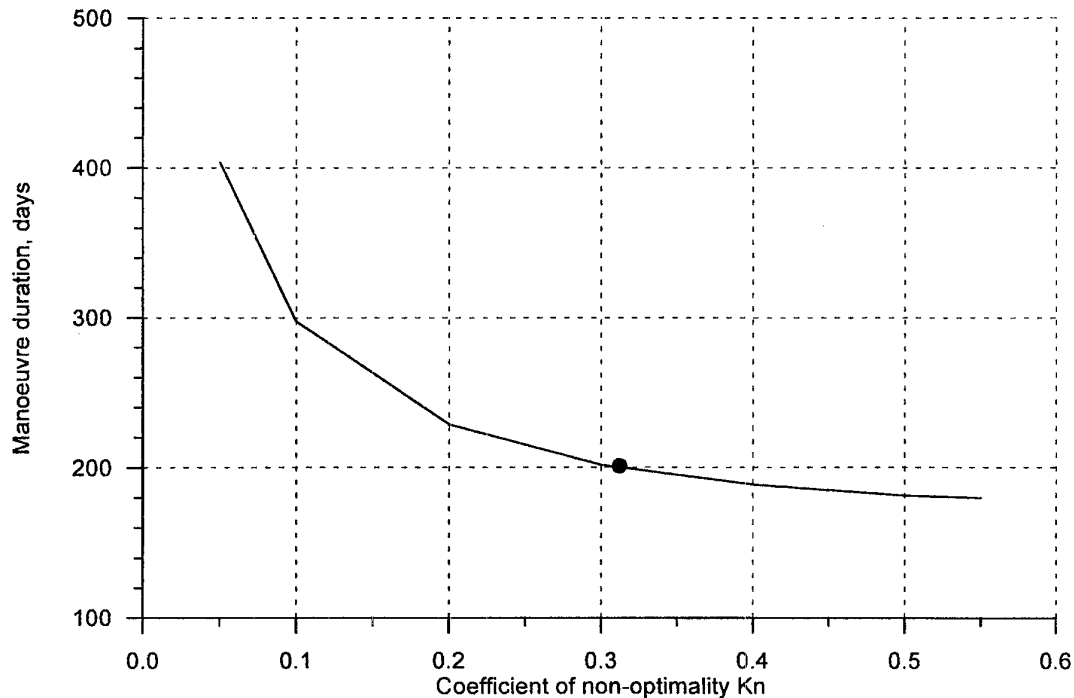


Fig.2. Function of manoeuvre duration vs coefficient of non-optimality.

If the non-optimality coefficient K_N is adopted as known value then calculation of power consumption when using an EJPS, can be performed on impulse statement. Solution of task to find use of characteristic velocity on continuous statement will differ from solution of the same task on impulse statement within limits of $(1 + K_N)$ times.

If it suppose that during time of propulsion system operation speed of change of eccentric anomaly is constant, in calculating duration of ignition at each specific turn the condition of maximal approach of actual usage to calculated expenses has the form (1):

$$1 + K_N = \frac{df(E_{mid})/dt}{\Delta f/\Delta t_{ign}}, \quad (1)$$

- f - increment of corrected orbital parameter,
- Δt_{ign} - duration of propulsion system ignition,
- E_{mid} - eccentric anomaly of middle of an ignition region, point of optimal thrust application.

Nominator in the right part of equation (1) is the maximal derivative of increment of corrected orbital parameter with respect to duration of ignition. Denominator is the average derivative of increment of corrected orbital parameter with respect to duration of propulsion system ignition. Thus value $(1 + K_N)$ is proportional to ratio between characteristic velocities in continuous and impulse statements respectively to be required to change corrected parameter on the some value.

Assuming that EJPS reactive acceleration is small, it can be adopted that under its action the slow varying osculation orbital components are not changed considerably and can be adopted as constant value on a turn. Proceeding from equation (1) for the manoeuvre of changing orbital inclination the equation for angular duration E_A of propulsion system apogee ignition will have the next form (2):

$$E_A = \frac{\sin(E_A)(Ae - 2(1 + K_N)(1 + e^2)) - 0.5e \sin(2E_A)(1 + K_N)}{3e(1 + K_N) - A}, \quad (2)$$

$$A = \frac{2\sqrt{\mu}(1 - e^2)^{5/2}}{(1 - e)p^{3/2}},$$

- E_A - half of apogee region of EJPS ignition;
- p - focal parameter;
- e - orbital eccentricity;
- μ - gravitational constant.

For a manoeuvre to rise perigee and brake apogee rise at the same time, the following restrictions are imposed on angular duration E_A and E_P of halves of apogee and perigee ignitions:

$$\left. \begin{aligned} E_P &= \frac{E_A(2 + K_N(1 - e) - e) + e(\sin(E_A) - \sin(E_P))}{K_N(1 - e) - e}, \\ E_A &= -\frac{(4 + e)E_P + 4(\sin(E_A) + \sin(E_P)) + 0.5e(\sin(2E_A) - \sin(2E_P))}{4 + e}. \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

For the case of apogee rising and compensation of perigee rising, the restriction on half of region E_P of perigee ignition has the form:

$$\left. \begin{aligned} E_P &= \frac{E_A(e + K_N(1 + e)) - e(\sin(E_A) - \sin(E_P))}{2 + e + K_N(1 + e)}, \\ E_A &= \frac{(4 - e)E_P - 4(\sin(E_A) + \sin(E_P)) + 0.5e(\sin(2E_A) + \sin(2E_P))}{(4 - e)}. \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

Obtained condition provides estimation of control for orbital transition with deviation of actual use of characteristic velocity from minimal possible values within limits $\pm 10\%$ for the coefficient of non-optimality $K_n < 60\%$.

Search of rational intermediate orbit

Fig.3 shows function of required propellant mass vs radius of intermediate orbit apogee for various angles of orbital plane inclination.

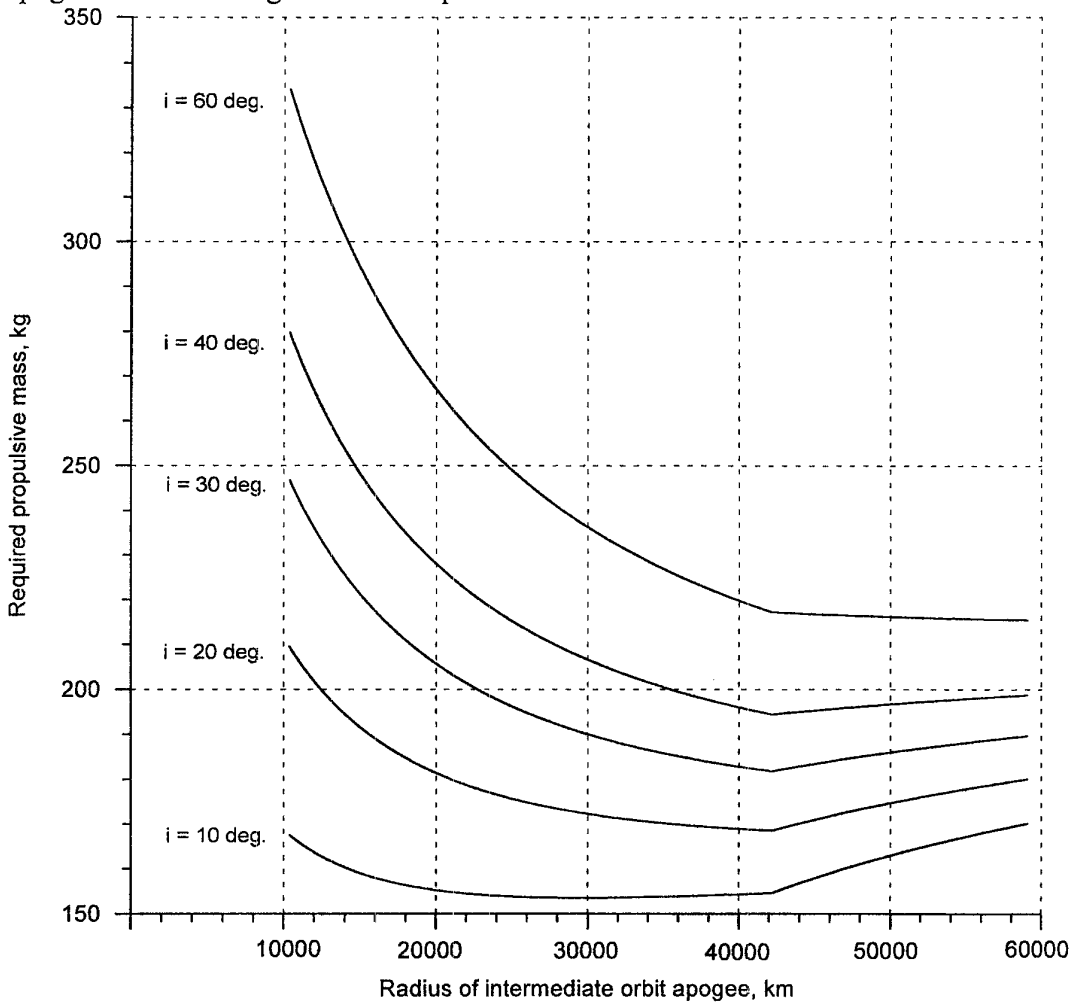


Fig.3. Propellant consumption to make manoeuvre.

As it can be seen from the fig.3, for any inclination the radius of intermediate orbit apogee exists when total consumption of fuel to make manoeuvre is minimal. Function of radius of intermediate orbit apogee vs intermediate orbit inclination is shown on fig.4*. Base line orbit is the circular orbit of 4000 km height.

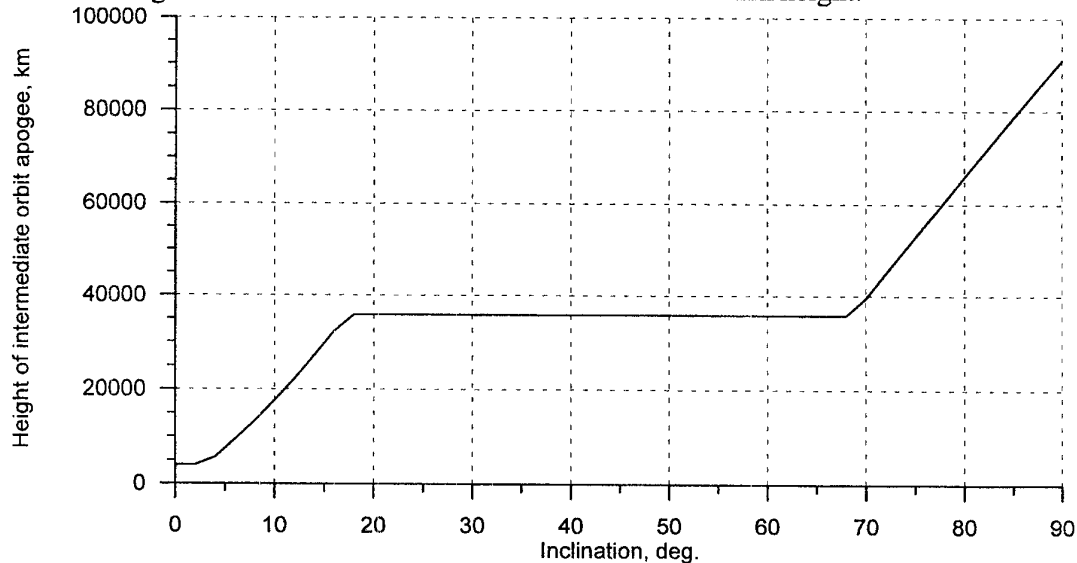


Fig.4. Function of apogee height of optimal intermediate orbit vs inclination.

Fig.4 shows that growth of intermediate orbit inclination an optimal apogee radius is increased. With increase of radius of intermediate orbit apogee, expenditures to change inclination are decreased but propellant consumption connected with transition to intermediate orbit and subsequent transition to GEO grows. In searching a rational control necessity shows up to determine intermediate orbit where minimum propellant quantity is consumed to perform the complete manoeuvre. In impulse statement subject to adopted limitations on sequence of orbital transitions this task amounts to search of extremum of single argument function, i.e. radius of apogee of intermediate orbit.

Duration of manoeuvre performed using EJPS only considerably exceed a permissible value. Therefore necessity appears to use LPRE.

Injection to GEO using combined propulsion system

Proceeding from condition of maximization of reactive acceleration of propulsion system let us take that it is reasonable to use LPRE at the initial stages of manoeuvre and after the whole propellant depletion and LPRE jettison only use an EJPS.

Because of LPRE operation purpose is to "blend" with required manoeuvre time, it is evident that approach for its use shall be as follows: LPRE is used to transit to intermediate orbit and change of inclination and EJPS is used to reach GEO. In case of lack of time to make transition to reach GEO an LPRE is used sometimes.

On the phases where LPRE is used, estimations can be carried out in impulse statement considering that characteristic velocity is used instantly. Manoeuvres performed with the help of EJPS are estimated by method described above.

* In calculating function of optimal height of intermediate orbit apogee vs inclination the control was estimated for $K_N = 0.5$.

Function of optimal radius of intermediate orbit apogee vs intermediate orbit inclination is shown on fig.5. Base line orbit is circular of 4000 km height.

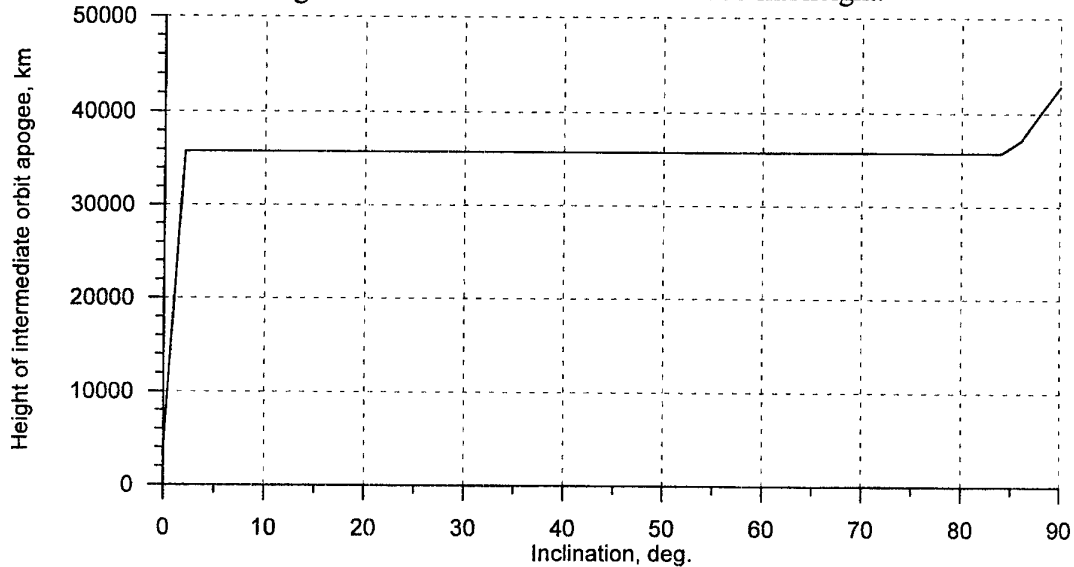


Fig.5. Function of optimal intermediate orbit apogee height vs inclination.

As it can be seen from fig.5, apogee height curve has one horizontal part. Corresponding to GEO height for inclination values within range of 2..83 deg. The obtained data allow to make a conclusion that altitude of apogee of a base line orbit should be aimed to GEO altitude.

Let us perform comparative analysis of SC final injection manoeuvre to GEO for the cases of using the EJPS (initial SC mass is 850 kg) and combined propulsion system (initial SC mass is 1700 kg). Base line orbits is circular of 4000 km height, 2.03 and 46 deg. inclinations. Results of calculation are given in tables 2 and 3.

Table 2.

Parameters of base orbit			manoeuvre duration, days				Required propulsive mass, kg			
i, deg	h_{π} , km	h_{α} , km	1 phase	2 phase	3 phase	total	1 phase	2 phase	3 phase	total
46	4000	4000	810	353	269	1432	124	110	93	327
5	4000	4000	133	142	345	620	36	36	158	230

Table 3.

Parameters of base orbit			manoeuvre duration, days				Required propulsive mass, kg			
i, deg	h_{π} , km	h_{α} , km	1 phase (LPRE)	2 phase (LPRE)	3 phase (EJPS)	total	1 phase (LPRE)	2 phase (LPRE)	3 phase (EJPS)	total
46	4000	4000	0	0.3	175	175	731	389	194	1314
5	4000	4000	0	0.3	180	180	731	54	277	1062

As it can be seen from the tables, for the given case time for final injection using the EJPS only exceeds permissible time more than in three times. Duration of manoeuvre using combined propulsion system equal 175 and 180 days that is within permissi-

ble range. In addition, if there are no any restrictions imposed on manoeuvre duration then due to reduced propellant consumption when using the EJPS, only a possibility of two SC final injection to GEO of is arisen.

References

1. Grozdovsky G.L., Ivanov Y.N., Tokarev V.V., Space flight mechanics at small thrust. – M.:Nauka, 1966.
2. Salmin V.V., Ishkov S.A., Romanenko V.A. Increase of payload mass injected to GEO using electric jet thruster. - Conversion, 1966, №11.

Легкие ракеты-носители на базе БРПЛ
И.И.Величко, Г.Г.Сытый, В.И.Могиленко, Ю.Ю.Усолкин (ГРЦ),
П.Ф.Браславский (ЦНИИМаш)

456300, г.Миасс Челябинской области, Тургойское шоссе, 1
т/ф 351-35/2-63-70; 351-35/5-22-91

141070, г.Королев Московской области, ул.Пионерская, 4, тел. 513-54-20

В последние годы в Государственном ракетном центре разрабатываются следующие ракетно-космические направления на основе применения отработанных технологии БРПЛ:

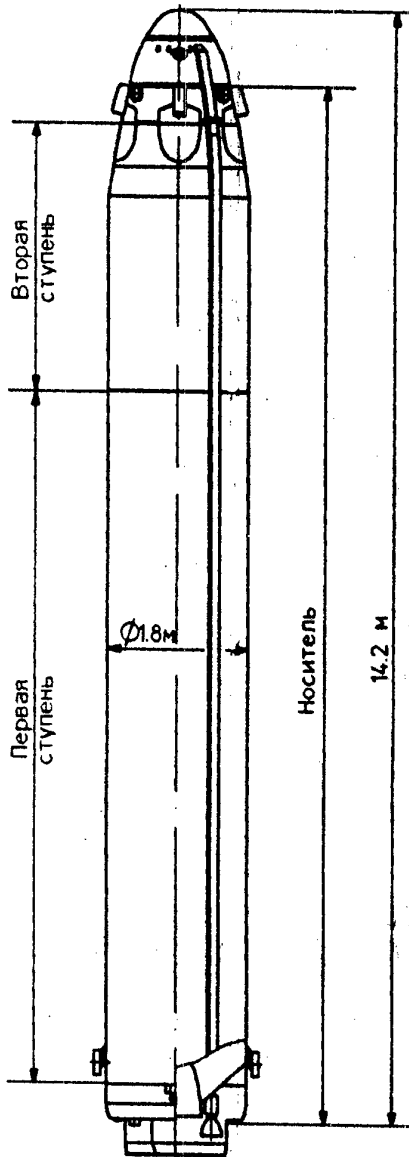
1. Запуски с подводных лодок переоборудованными ракетами экспериментальных и технологических блоков в верхние слои атмосферы с целью научных исследований и получения материалов и биопрепаратов в условиях микрогравитации.

2. Создание на основе технологии и элементов баллистических ракет подводных лодок (БРПЛ) коммерческих ракет-носителей для запуска низкоорбитальных малогабаритных космических аппаратов пусками с наземного стартового комплекса либо с подводной лодки.

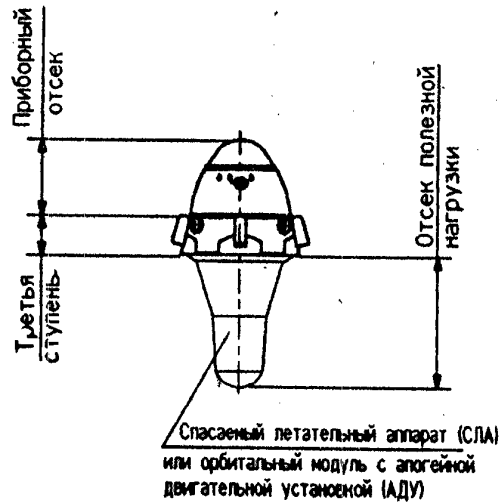
В рамках первого направления ГРЦ решена задача создания спасаемых летательных аппаратов с научно-технологической аппаратурой для проведения экспериментов в условиях кратковременной невесомости и средств их запуска на базе снимаемых с вооружения ракет ВМФ. Как показывает положительный опыт ряда стран, в том числе США, Японии, Германии, Франции, в подобных запусках может быть решен целый ряд задач из области космического материаловедения, а также проведен широкий круг экспериментов прикладного и фундаментального характера. Ввиду оперативности, низкой стоимости, глубокого уровня микрогравитации, эксперименты в условиях кратковременной невесомости рациональным образом дополняют, а в ряде случаев являются альтернативой исследованиям, проводимых на орбитальных станциях.

На базе корпусов снятых с вооружения боеголовок разработаны спасаемые аппараты для проведения экспериментов по получению кристаллов полупроводниковых материалов (аппаратура "Спринт") и сверхчистых биопрепаратов (аппаратура "Медуза"). В течение 1991-1993 годов проведены три экспериментально-демонстрационных пуска ракеты "Зыбь", созданной на базе баллистической ракеты РСМ-25. Логическим продолжением этих работ стало проведение в 1995 году международного эксперимента, в котором ракетой "Болна" (Рис 1) (переоборудованная БРПЛ РСМ-50) с подводной лодки "Кальмар" по баллистической трассе "Баренцево море - полуостров Камчатка" проведен запуск германской аппаратуры для исследования проблем термической конвекции.

Ракета-носитель
"Волна"



Третья ступень



Технические характеристики

1. Возможности РН по выведению СЛА на суборбитальные траектории

Масса СЛА	65000 кг
в том числе научной аппаратуры	10150 кг
Габариты зоны для научной аппаратуры	
длина	600(660) мм
диаметр	500(570) мм
Уровень микрогравитации	10^{-4} g, 10^{-3} g, 10^{-4} g
Время невесомости	22(30) мин.

2. Возможности РН по выведению КА на околоземные орбиты

а) без использования АДУ

масса КА	15 кг
высота круговой орбиты	200-230 км
наклонение	0-25 град.
габариты зоны для размещения КА	
длина	1670 мм
диаметр	1350 мм

б) с использованием АДУ

Масса КА, выведенного на орбиту	
высотой 200 км, наклонением 0	310 кг
высотой 200 км, наклонением 90	155 кг
высотой 800 км, наклонением 0	170 кг
высотой 800 км, наклонением 90	65 кг
Ориентировочные габариты зоны для размещения КА	960×453×453 мм

ПРИМЕЧАНИЕ: в скобках указаны проектные значения, в остальных случаях — фактические значения.

В спасаемом аппарате кроме научных приборов массой 105 кг был размещен бортовой измерительный комплекс, обеспечивающий управление экспериментом и контроль полетных параметров, трехкаскадная парашютная система приземления и аппаратура для оперативного (не более 2 часов) поиска аппарата после приземления. С целью снижения стоимости и сроков разработки в максимальной степени заимствованы технические решения, узлы и приборы серийных ракетных комплексов.

В процессе проведенного пуска уровень микрогравитации составил $10^{-4} \dots 10^{-5}$ g при времени невесомости 20,5 минут. Проведенный российскими и германскими специалистами анализ полученной информации показал, что все технические и научные задачи эксперимента выполнены полностью. Последующие рабочие встречи российских и зарубежных (Германия, Япония) специалистов показали, что для развития сотрудничества по экспериментам в невесомости необходимо в дальнейшем увеличить массу запускаемой аппаратуры и время невесомости, улучшить сервисное обеспечение научной аппаратуры. В ГРЦ начаты исследования, которые показывают принципиальную возможность создания спасаемого летательного аппарата с научной аппаратурой массой до 300 кг, запускаемого ракетой-носителем "Волна" по траектории с временем невесомости 30 минут при уровне микрогравитации $10^{-5} \dots 10^{-6}$ g. В состав спасаемого аппарата включаются системы, обеспечивающие расширенный контроль научной аппаратуры при предстартовой подготовке, управление ею в полете с наземного пульта, возможность отработки и передачи видеoinформации. Ракета "Волна" может быть использована для запуска на суборбитальные траектории аппаратуры для исследования геофизических процессов в верхних слоях атмосферы и в ближнем космосе, мониторинга поверхности Земли, проведения различных, в том числе активных, экспериментов. Зона размещения полезной нагрузки представляет собой усеченный конус высотой 1670 мм, диаметром основания 1350 мм и радиусом притупления вершины конуса 405 мм. Ракета обеспечивает выведение полезных грузов массой 600...700 кг на траектории с максимальной высотой 1200...1300 км, а с массой 100 кг - с максимальной высотой до 3000 км. Имеется возможность установки на ракете нескольких элементов полезной нагрузки и их последовательное отделение.

Второе направление ракетно-космической тематики Государственного ракетного центра базируется на использовании для создания

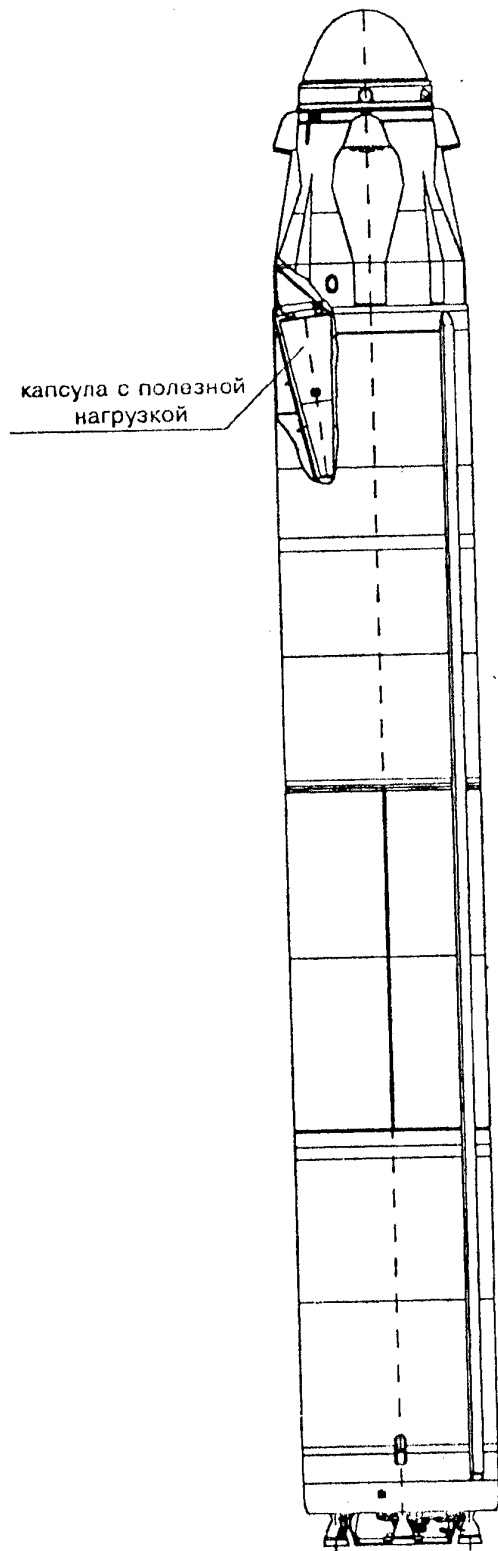


Рис.2 Ракета космического назначения «Шиль».

ракет-носителей материальной части и технологии БРПЛ РСМ-54 (ракетно-космический комплекс "Штиль").

Отличительной особенностью этого комплекса является использование существующей инфраструктуры полигона "Ненокса", в том числе наземных стартовых сооружений, а также серийных баллистических ракет РСМ-54, снимаемых с боевого дежурства. Минимальные доработки по ракете обеспечат высокую надежность и точность выведения полезной нагрузки на орбиту при низкой стоимости пуска (4,5 млн. долл. США).

Предполагается проведение пусков как с наземного стартового комплекса, так и из шахты подводной лодки.

Работы по созданию комплекса проводятся поэтапно. На первом этапе разработки полезная нагрузка размещается в штатном отсеке. Ракета-носитель в этом варианте имеет индекс "Штиль" (Слайд 2). Пуски проводятся из шахты подводной лодки.

На втором этапе разработки для размещения полезной нагрузки создается отсек полезной нагрузки, который состоит из аэродинамического обтекателя, сбрасываемого в полете, и переходника, на котором размещается полезная нагрузка и который обеспечивает стыковку отсека полезной нагрузки с ракетой. Ракета-носитель в этом варианте имеет индекс "Штиль-2" (рис 2). Пуски проводятся с наземного стартового комплекса и из шахты подводной лодки.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС С РАКЕТОЙ-НОСИТЕЛЕМ "ШТИЛЬ"

Обеспечивает выведение полезных нагрузок различного назначения на круговые орбиты высотой до 400 км, либо на эллиптические орбиты с перигеем до 400 км. Старт осуществляется из шахты подводной лодки класса "Дельфин".

7 июля этого года ракетой-носителем "Штиль" было осуществлено выведение на околоземную орбиту двух наноспутников разработки Берлинского технического университета, которые успешно функционируют на рабочей орбите. В настоящее время ГРЦ с немецкой стороной ведет переговоры о запуске микроспутника ExoSat в 2000 году.

Ракетно-космический комплекс состоит из:

- ракеты космического назначения "Штиль";
- информационно-измерительного комплекса;

- технической позиции;
- стартового комплекса подводной лодки.

РАКЕТА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ "ШТИЛЬ"

Создается на базе баллистической ракеты подводных лодок SS-N-23 (PCM-54). Доработки проводятся на Северном полигоне, расположенном в Архангельской области.

Бортовая аппаратура ракеты космического назначения "Штиль" работает в инерциальном режиме.

Полезная нагрузка размещается на ракете в специальной защитной капсуле на местах штатной целевой нагрузки. Капсула обеспечивает защиту КА от тепловых, акустических и прочих воздействий со стороны верхней ступени ракеты. После выхода ракеты на заданную орбиту отделяется капсула с КА, и ракета уводится с траектории полета полезной нагрузки. Раскрытие капсулы и освобождение КА осуществляется после того, как ракета ушла на расстояние, исключающие воздействие струй двигателей на КА.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА С РАКЕТОЙ "ШТИЛЬ"

Место старта	Мировой океан
Способ пуска	из пусковой шахты подводной лодки класса "Дельфин"
Стартовая масса, т	39,7
Габариты ракеты, м	
длина	14,8
диаметр ракеты	1,9
Объем зоны полезной нагрузки, м ³	0,183
Масса полезной нагрузки, выводимой на круговую орбиту высотой 400 км и наклоном 79 градусов, кг	70

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ШТИЛЬ-2

Предназначен для выведения малоразмерных космических аппаратов различного назначения на околоземные орбиты.

Комплекс создается на базе баллистических ракет подводных лодок SS-N-23 (РСМ-54) и существующей инфраструктуры Северного полигона, расположенного в Архангельской области и безаварийно эксплуатируемого в различных режимах более 20 лет.

Наземный стартовый комплекс позволяет:

1. Осуществлять до 10 пусков в год.
2. Запускать серию космических аппаратов с минимальным интервалом до 15 суток.
3. Обеспечить на протяжении длительного времени дежурный режим с высокой готовностью ракеты к пуску.
4. Получать в ходе полета ракеты телеметрическую информацию с борта с помощью информационных средств испытательного полигона и выносных измерительных пунктов.

Комплекс состоит из:

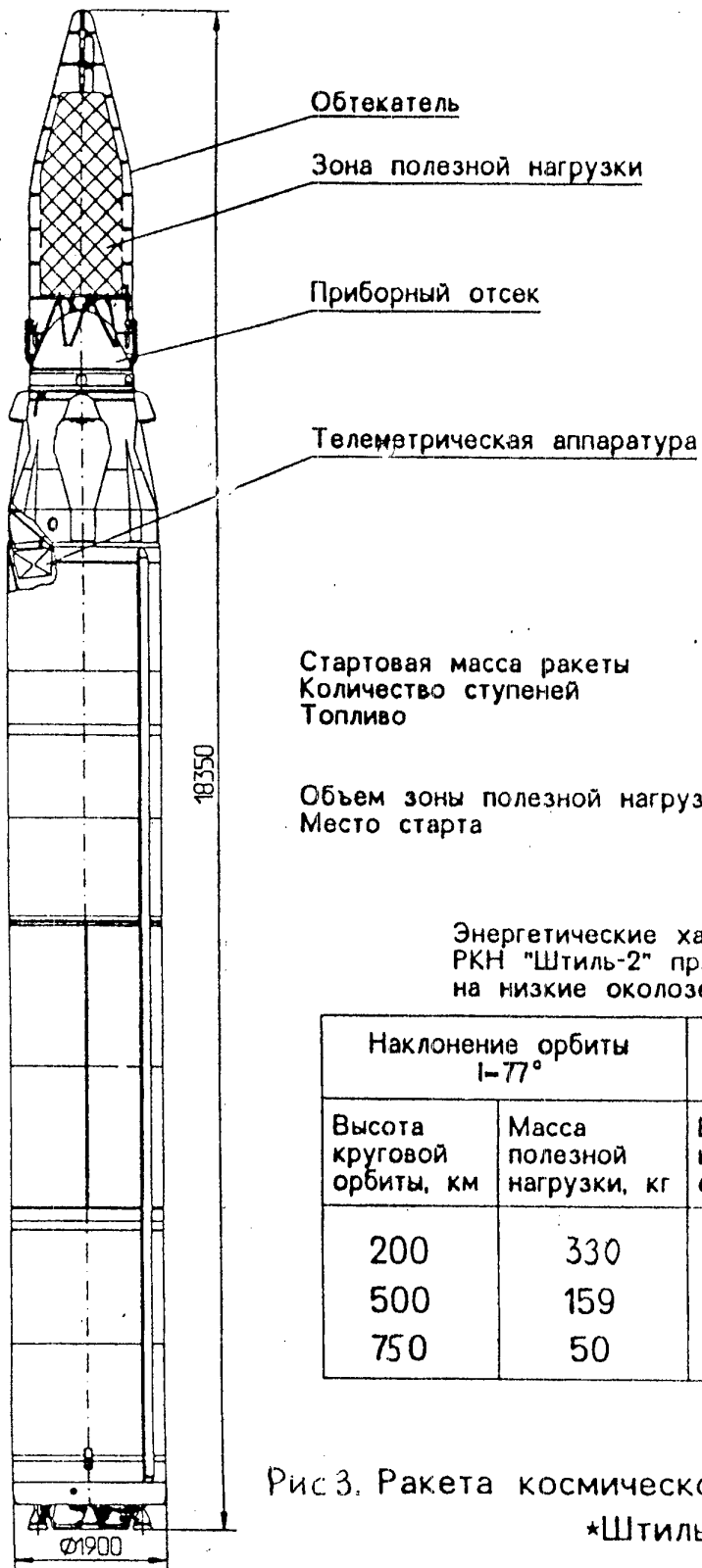
- ракеты космического назначения "Штиль-2";
- наземного стартового комплекса;
- центра подготовки полетного задания;
- полигонного измерительного комплекса;
- центра обработки телеметрической информации.

РАКЕТА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ "ШТИЛЬ-2"

Для размещения полезной нагрузки на ракете производится доработка ракеты РСМ-54 в части создания отсека полезной нагрузки, который представляет собой аэродинамический обтекатель и переходник, обеспечивающий стыковку полезной нагрузки с ракетой. Объем отсека для размещения полезной нагрузки составляет 1.87 куб.м. (Рис 3.)

Аэродинамический обтекатель выполнен герметизированным для обеспечения пыле-влагозащиты полезной нагрузки и снабжен системой разделения и сброса. Конструкция аэродинамического обтекателя допускает выполнение люков на боковой поверхности обтекателя для подвода дополнительных связей полезной нагрузки с аппаратурой наземного стартового комплекса.

Многочисленные пуски с наземного испытательного стенда и



Стартовая масса ракеты 39.9
 Количество ступеней 3
 Топливо жидкое с ампулизированной заправкой
 Объем зоны полезной нагрузки, м³ 1.87
 Место старта НСК-37К (п. Ненокса)

Энергетические характеристики РКН "Штиль-2" при выведении на низкие околоземные орбиты.

Наклонение орбиты i=77°		Наклонение орбиты i=88°	
Высота круговой орбиты, км	Масса полезной нагрузки, кг	Высота круговой орбиты, км	Масса полезной нагрузки, кг
200	330	200	265
500	159	500	142
750	50	740	48

Рис 3. Ракета космического назначения
Штиль-2

ЦЕНТР ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Обеспечивает обработку всей зарегистрированной телеметрической информации для представления результатов обработки в удобном для потребителей виде.

Пуски с наземного стенда обеспечивают формирование орбит в сравнительно небольшом диапазоне наклонений орбит от 77° до 88° , что безусловно ограничивает область использования комплекса. Государственным ракетным центром были проведены проработки по возможности проведения пусков ракеты космического назначения "Штиль-2" с подводной лодки в диапазоне широт от 0° до 77° .

Выполненные работы показали реализуемость пуска из шахты при проведении необходимых доработок. При этом сохраняется возможность использования подводной лодки по целевому назначению.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПЛЕКСА

Место старт	Архангельская область (наземный стртовый комплекс), мировой океан (из шахты подводной лодки)
Габариты ракеты, м	
длина	18,35
диаметр ракеты	1,9
диаметр обтекателя	1,272
Объем зоны полезной нагрузки, м ³	1,87
Стартовая масса, т	39,9
Масса полезной нагрузки, кг	
<i>i</i> =78 град., H=200 км	330
<i>i</i> =78 град., H=740 км	50
<i>i</i> =0 град., H=810 км	350
<i>i</i> =0 град., H=1040 км	50
Стоимость пуска, млн. долл. США	4,5

подводных лодок показали высокую надежность серийной ракеты SS-N-23 (PCM-54) - прототипа ракеты "Штиль-2" (достигнута вероятность успешного пуска и полета не менее 0,96).

Безопасность эксплуатации обеспечивается комплексом схемно-конструктивных и технологических мер, обеспечивающих герметичность топливных систем ампулизированной ракеты, исключение возможности выдачи несанкционированных команд на пирсредства и др. Эффективность конструктивно-технологических решений подтверждена положительными результатами эксплуатации серийных ракет-прототипов.

НАЗЕМНЫЙ СТАРТОВЫЙ КОМПЛЕКС

Включает в себя техническую и стартовую позиции, оснащенные аппаратурой для хранения ракеты, проведения предпусковых операций и пуска ракеты.

КОМПЛЕКС СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

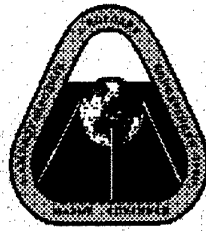
Обеспечивает централизованное автоматическое управление системами комплекса во всех эксплуатационных режимах, управление предпусковой подготовкой и пуском ракеты, подготовку технической информации и полетного задания, ввод полетного задания и управление ракетой по выводу полезной нагрузки на заданную орбиту.

ЦЕНТР ПОДГОТОВКИ ПОЛЕТНОГО ЗАДАНИЯ

Координирует, планирует и проводит все работы в части расчета баллистических характеристик и подготовки полетного задания.

ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС

Информационно-измерительный комплекс обеспечивает прием и регистрацию телеметрической информации во время полета, обработку и выдачу результатов измерений заказчику пуска.



**1-я МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ-ВЫСТАВКА
МАЛЫЕ СПУТНИКИ
НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, ДОСТИЖЕНИЯ. ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ
МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В НОВОМ ТЫСЯЧЕЛЕТИИ**

**1-st ANNUAL INTERNATIONAL CONFERENCE & EXHIBITION
SMALL SATELLITES
NEW TECHNOLOGIES, ACHIEVEMENTS, PROBLEMS AND PROSPECTS
FOR INTERNATIONAL CO-OPERATION IN THE NEW MILLENNIUM**

**СЕКЦИЯ VIII:
ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ**

**SESSION VIII:
JET PROPULSIONS**

Руководители:

**А.С. Коротеев, ИЦ им.Келдыша, Россия
Г.А. Попов, НИИ ПМЭ МАИ, Россия**

Chairperson:

**Anatoly S. Koroteev, Keldysh ITs, Russia
Garry A. Popov, NII PME MAI, Russia**

- VIII.1 Однокомпонентные и двухкомпонентные ЖРД МТ нового поколения для малых спутников
Ю. Агеенко, КБХИММАШ им. А.М. Исаева, Россия
- VIII.2 Современный технический уровень и направления развития ракетных двигателей малой тяги
О. Жиров, Ф. Казенкин, Е. Ларин, И. Лебедев, В. Муркин, НИИМАШ, Россия
- VIII.3 Двигательные установки малых космических аппаратов на основе РДМТ нового поколения
С. Булдашев, Г. Завгородний, Ф. Казанкин, К. Кулябин, НИИМАШ, Россия
- VIII.4 Плазменные двигатели нового поколения для малых космических аппаратов
А. Морозов, РНЦ “Курчатовский институт”,
В. Балебанов, ИКИ РАН, А. Бугров, А. Липатов, МИРЭА, Россия
- VIII.5 Характеристики многофункционального электротермического двигателя К10 (ЭТД)
Б. Архипов, В. Виноградов, Н. Масленников, В. Мурашко, А. Нятин, ОКБ “Факел”, Россия
- VIII.6 Исследования ЭРД малой мощности и оптимизация его характеристик для применения на малых КА
Б. Архипов, Б. Диденко, А. Корякин, С. Кудрявцев, Н. Масленников, В. Мурашко, А. Нестеренко, С. Олотин, ОКБ “Факел”, Россия
- VIII.7 Перспективы применения ионных и холловских двигателей малой мощности в составе маломассогабаритных КА нового поколения
В. Акимов, А. Гафаров, О. Горшков, И. Оглоблин, Исследовательский Центр им. М.В. Келдыша, Россия
- VIII.8 Исследования по снижению уровня загрязняющих выбросов ЖРДМТ и разработке электродуговых двигателей малой мощности
С. Павлов, Ю. Иванов, А. Клименко, А. Кочанов, Г. Савельев, М. Сафронов, Центр Келдыша, Россия
- VIII.9 Технический облик ЭРД для малых КА
Г. Числов, В. Гаркуша, А. Семенкин, С. Твердохлебов, ЦНИИМАШ, Россия

- VIII.10 Разработка малых СПД
В. Ким, В. Козлов, А. Лазуренко, Г. Попов, А. Скрыльников,
НИИ ПМЭ МАИ, Россия,
К. Клаусс, ARC, М. Дэй, IST, Inc., Дж. Санкович, LRC,
США
- VIII.11 Влияние емкости накопителя энергии на характеристики
ИПД
И. Кривоносов, М. Орлов, Г. Попов, В. Яковлев,
НИИ ПМЭ МАИ, Россия
- VIII.12 Лабораторное исследование импульсного плазменного
двигателя с газовым клапаном
Н. Антропов, Г. Дьяконов, О. Лапаев, Г. Попов,
НИИ ПМЭ МАИ, Россия
- VIII.13 Программа НАСА СБИР. Микрогазовый реостат для
управления потоком ксенона
Чарльз Малфорд, Рич Келли, МСКИ, США
- VIII.14 VMDO-SBIR. Отработочные испытания функционального
клапана
Д. Тэйт Шаппель, К. Джингу, МСКИ, США

- VIII.1 **New-Generation Mono- and Bipropellant Low-Thrust Liquid-Propellant Engines for Small Satellites**
Yu. Ageenko, Isaev KBHM, Russia
- VIII.2 **State-of the Art and Trends of Low-Thrust Rocket Engine Development**
S. Zhiron, F. Kazankin, E. Larin, I. Lebedev, V. Murkin,
NIIMASH, Russia
- VIII.3 **The Small Satellites Jet Propulsions Based on the New Generation of JPLT**
S. Buldashev, G. Zavgorodny, F. Kazankin, K. Kulyabin,
NIIMASH, Russia
- VIII.4 **New-Generation Plasma Engines for Small Spacecraft**
A. Morozov, RNTs Kurchatov Institute, V. Balebanov, IKI,
A. Bugrov, A. Lipatov, MIREA, Russia
- VIII.5 **Characteristics of the Multifunctional Electrothermal Engine K-10**
B. Arkhipov, V. Vinogradov, N. Maslennikov, V. Murashko,
A. Nyatin, OKB FAKEL, Russia
- VIII.6 **Explorations and Optimization of EPLT Characteristics for Small Satellites**
B. Arkhipov, B. Didenko, A. Koryakin, S. Kudryavtsev,
N. Maslennikov, V. Murashko, A. Nesterenko, S. Olotin,
OKB FAKEL, Russia
- VIII.7 **Challenges of Using Ion Hall-Effect Low-Power Engines as an Integral Part of Small-Size and Low-Mass Space Vehicles**
V. Akimov, A. Gafarov, O. Gorshkov, I. Ogloblin, Keldysh RC,
Russia
- VIII.8 **Studies of Low-Thrust Liquid-Propellant Rocket Engine Polluting Exhaust Mitigation and Low-Power Arc-Jet Engine Development**
S. Pavlov, Yu. Ivanov, A. Klimenko, A. Kochanov, G. Savelyev,
M. Safronov, Keldysh RC, Moscow, Russia
- VIII.9 **Technical Configuration of a Small Spacecraft Electric Rocket Engine**
G. Chislov, V. Garcusha, A. Semenkin, S. Tverdokhlebov,
TsNIIMASH, Russia
- VIII.10 **Low-Power Stationary Plasma Engine characteristic**
V. Kim, V. Kozlov, A. Lazurenko, G. Popov, A. Skrylnikov,
NII PME MAI, Russia, K. Klauss, ARC, M. Day, IST, Inc.,
J. Sankovich, LRC, USA

- VIII.11 Energy Accumulator Capacity Effect on the Impulse Plasma Jet Engine Characteristics**
I. Krivonosov, M. Orlov, G. Popov, V. Yakovlev, NII PME MAI, Russia
- VIII.12 Laboratory Study of the Impulse Plasma Jet Engine with a Gas Valve**
N. Antropov, G. Dyakonov, O. Lapaev, G. Popov, NII PME MAI, Russia
- VIII.13 The NASA SBIR Micro Gas Rheostat Program for Xenon Flow Control**
C. Mulford, R. Kelly, MAROTTA Inc., USA
- VIII.14 BMDO SBIR Multi-Function Valve Development Testing**
D. Tate Schappell, C. Geangu, MAROTTA Inc., USA

**Однокомпонентные и двухкомпонентные
ЖРДМТ нового поколения для малых
спутников**

Агеенко Юрий Иванович
КБХиммаш им. А.М.Исаева
141070, Московская обл., г. Королев,
Лесопарковый тупик, 2.
Тел.516-80-26 Факс 516-80-01

В докладе говорится о новых результатах, полученных при разработке жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ), проведенной Конструкторским бюро Химического машиностроения (КБХиммаш) им. А.М.Исаева. Двигатели работают на однокомпонентном топливе гидразин и двухкомпонентном топливе азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ). Представлены однокомпонентные двигатели термокаталитического разложения гидразина тягой 5 Н и 25 Н, однокомпонентные двигатели каталитического разложения гидразина тягой 10 Н и 50 Н и двухкомпонентные двигатели тягой 25 Н, 50 Н, 100Н, 200 Н.

В докладе приведены характеристики двигателей, их конструктивные особенности. В виде графиков даны основные зависимости параметров двигателей от условий их использования, таких как давление на входе, температура и других. В докладе говорится об особенностях представленных двигателей и трудностях встретившихся при их отработке.

Реактивные двигатели являются одним из важнейших функциональных элементов спутников, без которых существование и эксплуатация космических аппаратов практически невозможно. Реактивные двигатели создают импульс силы, позволяющий проводить коррекцию орбиты космических аппаратов, их ориентацию и стабилизацию на орбите, а также, при необходимости, осуществлять различные программные развороты и другие перемещения.

Наибольшее распространение в качестве реактивных двигателей получили жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ). Конструкторское бюро химического машиностроения (КБХиммаш) им.А.М.Исаева начало заниматься проектированием и отработкой ЖРДМТ с 1971 г. За этот период предприятие разработало более 25 наименований ЖРДМТ тягой от 5Н до 600Н, 14 из которых успешно эксплуатировалось на целом ряде летательных аппаратов различного назначения. Это двухкомпонентные двигатели тягой 5Н...600Н, работающие на компонентах азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ), двигатели термокаталитического разложения гидразина тягой 5Н...25Н и двигатели каталитического разложения гидразина, тягой 10Н...50Н.

Двухкомпонентные двигатели

Первое поколение двухкомпонентных двигателей тягой 6Н и 25Н было создано в КБХиммаш к середине 70-х годов. Характерным представителем этого поколения является двигатель ДСТ-25А, длительное время успешно эксплуатировавшийся на орбитальном космическом корабле «Союз-ТМ» .

Особенностью этого двигателя было то, что впервые в России в нем была применена камера сгорания, выполненная из тугоплавкого материала — боросилицированного графита. Недавно этот двигатель на корабле «Союз-ТМ» был заменен на более совершенный двигатель ДСТ-25, который является представителем двигателей третьего поколения разработки КБХиммаш. В этом двигателе впервые в России была применена камера сгорания, выполненная из тугоплавкого ниобиевого сплава с жаростойким покрытием $MoSi_2$. Отработкой тугоплавких ниобиевых камер с жаростойким покрытием $MoSi_2$ КБХиммаш начало заниматься с 1978 года. За этот период на предприятии создана технология нанесения покрытия и имеется необходимое оборудование для изготовления таких камер. На базе ниобиевых камер в КБХиммаш был создан целый ряд двухкомпонентных двигателей второго и третьего поколений.

Двигатели второго поколения, такие как ДСТ-25Б, ДСТ-100, ДСТ-200, ДСТ-400 тягой 25Н...400Н обеспечивали удельный импульс тяги на уровне 2650...2800 м/с и ресурс до 10000с суммарного времени работы (см. таблицу 1). К этому времени в КБХиммаш был разработан целый ряд электромагнитных клапанов для различных уровней тяги ЖРДМТ. Характеристики этих клапанов представлены в таблице 2.

Характерным представителем двигателей второго поколения является двигатель ДСТ-25Б. В нем применен унифицированный электроклапан С5.629, а также камера сгорания из ниобиевого сплава с жаростойким покрытием $MoSi_2$. Схема смешения компонентов — струйно-центробежная, обеспечивающая эффективное пленочное смешение компонентов.

После более глубокого исследования данной схемы смешения и ее усовершенствования были созданы двигатели третьего поколения ДСТ-25, ДСТ-50, ДСТ-100А и ДСТ-200А, обеспечивающие высокий удельный импульс 2790...2980 Нс/кг и значительный ресурс до 50000 с суммарного времени работы и до 450000 включений (см. Таблицу 1). Все они содержат камеру сгорания, выполненную из ниобиевого сплава с жаростойким покрытием $MoSi_2$.

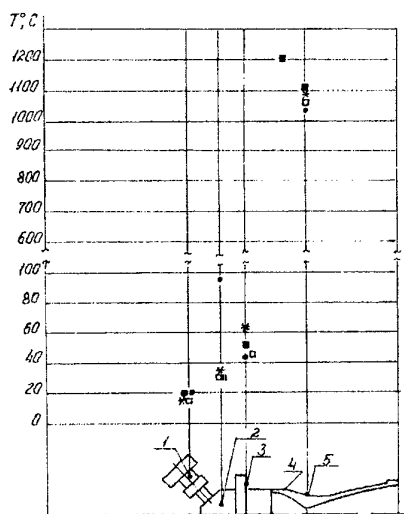


Рис. 1 Распределение температур по наружной поверхности двигателя
 ● — ДСТ-25 (тяга 25Н), * — ДСТ-50 (тяга 50Н),
 ■ — ДСТ-100А (тяга 100Н), □ — ДСТ-200А (тяга 200Н).
 1 — клапан, 2 — головка, 3 — фланец,
 4 — камера, 5 — критическое сечение камеры

Двигатель ДСТ-25 успешно эксплуатируется на орбитальном корабле «Союз-ТМ», а двигатель ДСТ-100А предназначен для использования в международной космической станции (МКС) «Альфа». Все эти двигатели содержат однотипные смесительные головки, организующие смешение по одной и той же струйно-центробежной схеме смешения компонентов, которая обеспечивает эффективное пленочное смешение и надежную защиту стенки камеры сгорания от перегрева. Большая часть компонентов участвует в охлаждении внутренней стенки камеры сгорания, обеспечивает приемлемое тепловое состояние камеры сгорания с большим запасом по температуре. Максимальная температура наружной стенки камеры сгорания при работе

Характеристики двухкомпонентных двигателей

Таблица 1

Параметр	I поколение			II поколение			III поколение			
	ДСТ-6	ДСТ-25А	ДСТ-25Б	ДСТ-100	ДСТ-200	ДСТ-400	ДСТ-25	ДСТ-50	ДСТ-100А	ДСТ-200А
Номинальная тяга, Н	6	25	25	100	200	400	25	50	100	200
Окислитель	АТ	АТ	АТ	АТ	АТ	АТ	АТ	АТ	АТ	АТ
Горючее	НДМГ	НДМГ	НДМГ	НДМГ	НДМГ	НДМГ	НДМГ	НДМГ	НДМГ	НДМГ
Соотношение компонентов	1.85	1.85	1.85	1.85	1.85	1.85	1.85	1.85	1.85	1.85
Удельный импульс, Нс/кг	2352	2352	2650	2705	2750	2793	2793	2940	2980	2940
Степень расширения сопла	55	46	46	43	43	62.5	45	100	100	100
Давление компонентов на входе, Мпа	1.2	1.8	1.55	2.5	2.5	1.5	1.55	1.5	1.85	1.6
Давление в камере сгорания, Мпа	0.6	0.82	0.82	1.5	1.5	0.8	0.8	0.76	0.77	0.7
Продолжительность включения, с	0.045	0.05	0.05	0.03	0.03	0.05	0.03	0.03	0.03	0.03
минимальная	500	400	400	300	300	1000	4000	4000	4000	4000
максимальная	20000	4700	4700	10000	5000	10000	25000	20000	50000	20000
Время работы, с	300000	20000	20000	10000	10000	40000	300000	300000	450000	300000
Количество включений	15.8	34.2	15.8	10.8	21.6	34.2	15.8	15.8	34.2	34.2
Энергопотребление клапанов, Вт	1.2	1.55	0.9	1.1	1.3	2.7	0.9	1.1	1.5	1.7
Масса, кг	211*100	222*108	176*136	210*122	240*126	356*152	180*136	285*126	342*104	360*130*
Размеры, мм	*97	*108	*136	*126	*126	*152	*136	*122	*168	164

Сравнительные характеристики клапанов

Таблица 2

Параметр (размер)	C5.629	C5.618M	C5.622	C5.630	Примечание
Габариты, мм	Ø26*46	Ø33*69	Ø33*69	Ø43*90	
Вес, кг	0.12	0.24	0.24	0.46	
Потребляемый ток, А	0.3	0.6	0.6	1.4	U=27V, t=20 °C
Время открытия, мс	10	13	16	25	U=27V, t=20 °C P=1.5 МПа
Время закрытия, мс	15	12	12	28	U=27V, t=20 °C P=1.5 МПа
Допускаемая негерметичность, Нсм ³ /мин	0.025	0.025	0.025	0.025	Диодно-стабилизаторная цепочка Воздух P=1 и 3 Мпа
Гарантированное количество включений	300000	500000	500000	500000	На воздухе На компоненте
Перепад давления, Мпа	0.24	0.06	0.025	0.002	Расход воды 20г/с

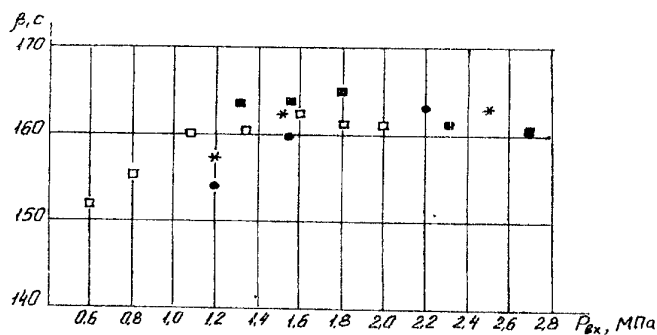


Рис. 2 Зависимость расхода воздуха β от давления на входе $P_{вх}$
 • — ДСТ-25 (тяга 25 Н), * — ДСТ-50 (тяга 50 Н),
 ■ — ДСТ-100А (тяга 100 Н), □ — ДСТ-200А (тяга 200 Н)

двигателя не превышает 1200 С, а допустимая температура 1800 С (см.рис.1). Такая схема смешения обеспечивает при любом режиме работы двигателя низкую температуру смесительной головки, фланца крепления двигателя к объекту и электроклапанов (см. рис. 1), благодаря чему, двигатель не требует при

своей работе системы отвода тепла в объект.

Таким образом, снижается масса двигательной установки и энергопотребление без уменьшения ее надежности, что особенно важно для малых спутников. Это преимущество можно проследить на примере двигателя ДСТ-25, установленного на корабле «Союз-ТМ» через теплоизолирующую прокладку между объектом и кронштейном крепления. К двигателю не присоединяются никакие элементы системы терморегулирования (СТР). Для обеспечения приемлемого теплового

состояния двигателя (незамерзания компонентов в головке и электроклапанах) в составе двигателя предусмотрен электронагреватель мощностью 2.5 Вт, установленный на форсуночной головке. Для упрощения системы управления корабля «Союз-ТМ» электронагреватель не отключается даже когда работает двигатель.

Схема смещения компонентов указанных выше двигателей обеспечивает высокий удельный импульс и незначительное изменение его величины при значительном изменении значений давлений на входе (см. Рис. 2).

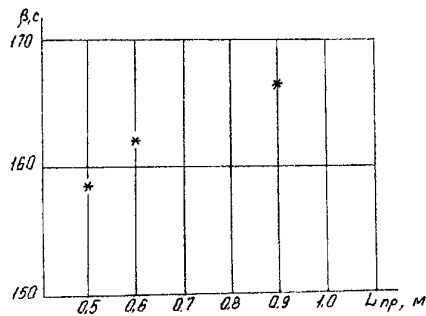


Рис. 3 Зависимость расходного комплекса от приведенной длины камеры $L_{пр}$

Необходимо отметить, что двигатель ДСТ-100А, предназначенный для МКС «Альфа» обеспечивает самый высокий удельный импульс, значение которого при номинальных условиях работы составляет 2980 Нс/кг, при этом он обеспечивает и самый большой ресурс 50000с суммарного времени работы и 450000 включений, сохраняя при этом указанные выше температурные преимущества.

При необходимости, в зависимости от ресурса и условий применения, отдельные характеристики двигателей, представленные в таблице 1, могут быть улучшены.

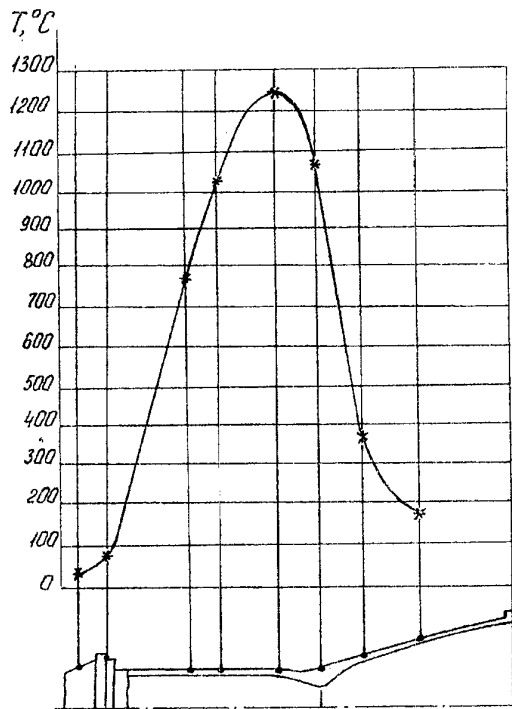


Рис. 4 Распределение температур по наружной поверхности камеры сгорания при продолжительности включения 50с

Это можно проследить на примере двигателя ДСТ-50, для которого на рис. 3 представлена зависимость расходного комплекса (β) от величины приведенной длины камеры сгорания ($L_{пр}$), полученная при испытании одного и того же двигателя с камерами различной приведенной длины, с целью исследования возможности улучшения его экономичности.

Видно, что при увеличении $L_{пр}$ с 0.6 м до 0.9 м комплекс β увеличивается на 4 с и составляет 166с, что при геометрической степени расширения сопла 100 соответствует удельному импульсу 3005 Нс/кг. При этом температура стенки камеры сгорания увеличилась всего лишь на 140 С и не превышает 1240 С, что значительно ниже допустимой температуры.

Распределение температуры на наружной поверхности камеры сгорания при продолжительности включения 50 секунд представлено на рис. 4. При этом максимальная температура вышла на установившийся режим. Таким образом, для небольшого ресурса, например, не более 5000с суммарного времени работы, может быть применен двигатель с такими

характеристиками. Аналогичные возможности есть и для других двигателей, приведенных в таблице 1.

Во всех этих двигателях используются унифицированные электроклапаны, выполненные по одинаковой конструктивной схеме.

Таким образом, использование в конструкции третьего поколения двигателей однопоточных основных конструктивных элементов (форсунной головки, камеры сгорания, электроклапанов), выполненных по одинаковым конструктивным схемам и изготавливаемых по одной и той же технологии позволяет:

- 1) резко сократить объем и время отработки, с подтверждением требуемых показателей надежности;
- 2) сократить затраты на подготовку производства нового двигателя;
- 3) использовать созданное ранее оборудование, при этом отработанность технологии изготовления подтверждается результатами испытаний и эксплуатации ранее созданных двигателей;
- 4) увеличить загрузку специального оборудования из-за увеличения объема изготовления, что уменьшает вероятность перерывов в изготовлении и повышает надежность двигателей.

Однокомпонентные гидразиновые двигатели

Однокомпонентные гидразиновые двигатели в КБХиммаш созданы двух видов:

- 1) двигатели термokatалитического разложения гидразина тягой 5Н и 25Н;
- 2) двигатели каталитического разложения гидразина тягой 10Н и 50Н.

Характеристики этих двигателей представлены в таблице 3.

Характеристики однокомпонентных гидразиновых двигателей

Таблица 3

Параметры	ДОТ-5	ДОТ-25	ДОК-10	ДОК-50
Номинальная тяга, Н	5	25	10	50
Компонент	гидразин	гидразин	гидразин	гидразин
Удельный импульс, Нс/кг	2255	2300	2250	2250
Геометрическая степень расширения сопла	60	55	46	42
Давление компонентов на входе, МПа	1.2	1.5	1.5	1.5
Давление в камере сгорания, Мпа	0.38	0.45	1.0	0.8
Продолжительность включения, с	0.05	0.05	0.05	0.05
минимальная	8000	6000	600	600
максимальная				
Суммарное время работы, с	120000	25000	1500	1500
Количество включений	55000	6000	4000	4000
Энергопотребление нагревателя, Вт	80	70	40	20
Энергопотребление электроклапанов, Вт	15.8	7.9	7.9	16.2
Масса, кг	0.9	1.3	0.6	1.1

Характерным представителем первого вида двигателей является двигатель ДОТ-25 тягой 25Н, предназначенный для эксплуатации в составе таких спутников как «Купон», «Спектр» и других. Он состоит из реактора с соплом, головки подвода гидразина, электронагревателя мощностью 70 Вт, унифицированного электроклапана С5.629, фланца крепления его к объекту и электронагревателя мощностью 2.5Вт для поддержания приемлемого теплового состояния головки и электроклапана при длительном «молчании» двигателя. В качестве катализатора в двигателе используются спрессованные брикеты, изготовленные из молибден-рениевой и вольфрам-рениевой проволоки. Для запуска двигателя необходимо вначале провести разогрев его реактора включением электронагревателя в течение 30 минут, обеспечив температуру реактора не менее 350 С. Двигатели ДОТ-5 и ДОТ-25 обеспечивают стабильное значение величины тяги в течение всего ресурса работы.

Двигатели каталитического разложения гидразина ДОК-10 тягой 10Н и ДОК-50 тягой 50Н впервые успешно эксплуатировались на межпланетных автоматических станциях «Фобос-1» и «Фобос-2». После перехода на орбиту Марса и отстрела корректирующего двигателя тягой 2 тонны, эти двигатели стали основными и единственными, обеспечивающими маневр автоматической станции для перехода с орбиты на орбиту вокруг Фобоса, а также коррекцию ее орбиты вокруг Фобоса. Двигатели состоят из реактора с соплом, головки подвода гидразина, электронагревателя реактора, унифицированного электроклапана, фланца крепления двигателя к объекту. Для контроля функционирования на реакторе установлен термометр сопротивления. В реакторах двигателя используется катализатор на основе иридия. Двигатели могут запускаться при температуре их конструкции +5 С. Однако для улучшения их характеристик и повышения их стабильности, а также для увеличения ресурса на реакторе смонтирован электронагреватель, который перед запуском обеспечивает его температуру не менее 100 С. В зависимости от условий использования возможно рассмотрение вопроса об улучшении характеристик гидразиновых двигателей.

New generation of monopropellant and bipropellant STLRE for small satellites

Yuri I Ageenko
CMDB named after A.M.Isaev
141070, Moscow reg., Korolev, Lesoparkovy tupic, 2.
Tel. 516-80-26 Fax 516-80-01

This report describes results of development of some small thrust liquid rocket engines (STLRE), recently conducted by Chemical Machinery Design Bureau (CMDB) named after A. M. Isaev. These engines are designed to operate with the nitrogen tetroxide (NTO)/ unsymmetrical dimethylhydrazine (UDMH) combination and hydrazine as a monopropellant. The monopropellant engines with thermocatalytic hydrazine decomposition develop 5 N and 25 N thrust, the monopropellant engines with catalytic hydrazine decomposition develop 10 N and 50 N thrust, and bipropellant engines - 25 N, 50 N, 100 N, 200 N thrust. The report includes main engines parameters and description of design features. Main parameters of engines as function of operation conditions such as propellant inlet pressure, inlet temperature and the others are presented in the graphs manner.

Jet engines are one of the most important functional components of spacecraft, and it's practically impossible to provide operation and long-term usage space vehicle without such engines. Jet engines create thrust impulses for correction of orbits, orientation and orbit stabilisation of spacecraft, as well as, if necessary, provide different program turns and other displacement.

Nowadays as jet engines of space crafts are mostly used small thrust liquid rocket engines (STLRE). Chemical Machinery Design Bureau (CMDB) named after A. M. Isaev starts to design and develop STLRE since 1971. During this period our enterprise has developed more than 25 STLRE with trust from 5N to 600N, and 14 of these thrusters were successfully used in space crafts of different type. There are 5N...600N bipropellant thrusters, that use the nitrogen tetroxide (NTO)/ unsymmetrical dimethylhydrazine (UDMH) combination, 5N...25N monopropellant thrusters of thermocatalytic hydrazine decomposition and 10N...50N monopropellant thrusters of catalytic hydrazine decomposition.

Bipropellant thrusters

The first generation of bipropellant thrusters of 6N and 25N was developed by CMDB in middle of 70-th. ДСТ-25А thruster is a typical representative of this generation, this thruster was successfully used in the orbital space craft «Soyuz-TM» for a long time.

One of remarkable design feature of this thruster was combustion chamber of refractory material - boron-siliconizing graphite, that was used in Russia for the first time. Recently this thruster was changed in the space craft «Soyuz-TM» for the modern ДСТ-25 thruster, the representative of the third generation of the developed CMDB thrusters. For the first time in Russia in this engine was used combustion chamber of refractory niobium alloy with MoSi₂ heat resistance

coating. CMDB started development of refractory niobium combustion chamber with heat resistance coating MoSi_2 in 1978. Since this date our enterprise had developed technology of coating and full set of a necessary equipment for manufacturing of such combustion chambers. On base of niobium alloy combustion chambers, CMDB developed a series of bipropellant thrusters of second and third generation.

The second generation thrusters, such as ДСТ-25Б, ДСТ-100, ДСТ-200, ДСТ-400 with 25N...400N range thrust, provide a specific impulse 2650...2800 m/s and total burn time up to 10000s (see table 1). Beside that CMDB has developed some electromagnetic valves for STLRE of different thrust. Parameters of these valves are presented in the table 2.

ДСТ-25Б thruster is a typical representative of the second generation This thruster includes unified electrovalve C5.629, as well as combustion chamber of niobium alloy with MoSi_2 heat resistance coating. Propellants mixing scheme of combustion chamber injection head is jet - centrifugal type, this scheme ensures efficient film mixing of propellants.

After most thoroughly study of such mixing scheme and its development, CMDB created thrusters of the third generation - ДСТ-25, ДСТ-50, ДСТ-100А and ДСТ-200А. These thrusters ensure high specific impulse 2790...2980 Ns/kg and 50000 s total burn time under 450000 of burns (see table 1). All these thrusters include combustion chamber of niobium alloy with MoSi_2 heat resistance coating.

ДСТ-25 thruster is successfully used in the orbital space craft «Soyuz-TM», and ДСТ-100А thruster is intended for installation in International Space Stations (ISS) «Alpha». All these thrusters have the injection head of the same type with the same jet-centrifugal scheme of propellants mixing, which provides an efficient film mixing and reliable protection of combustion chamber walls from overheating. The greater part of propellants participates in cooling of combustion chamber internal wall and ensures an acceptable heat condition of combustion chamber, providing heavy

reserve of the temperature. Maximum temperature of external wall of the combustion chamber at the thruster operation does not exceed 1200 °C with admissible temperature 1800 °C (see fig.1).

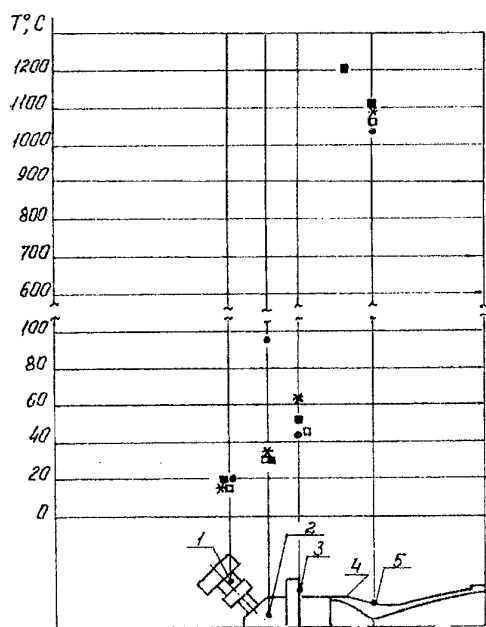


Fig.1. Temperature distribution of the combustion chamber outer surface

• - ДСТ-25 (25N thrust), * - ДСТ-50 (50N thrust), ■ - ДСТ-100А (100N thrust), □ - ДСТ-200А (200N thrust)

1 - valve, 2 - injection head, 3 - flange, 4 - combustion chamber, 5 - nozzle throat

Such mixing scheme ensures low temperature the injection head, flange of the thruster installation into the space craft and the electrovalves at any mode of the thruster operation (see fig. 1). Due to this thruster feature,

Parameters of bipropellant thrusters

Table 1

Parameter	I Generation			II Generation			III Generation			
	ДСТ-6	ДСТ-25А	ДСТ-25В	ДСТ-100	ДСТ-200	ДСТ-400	ДСТ-25	ДСТ-50	ДСТ-100А	ДСТ-200А
Nominal thrust, N	6	25	25	100	200	400	25	50	100	200
Propellants										
oxidiser	NTO	NTO	NTO	NTO	NTO	NTO	NTO	NTO	NTO	NTO
fuel	UDMH	UDMH	UDMH	UDMH	UDMH	UDMH	UDMH	UDMH	UDMH	UDMH
Mixture ratio	1.85	1.85	1.85	1.85	1.85	1.85	1.85	1.85	1.85	1.85
Specific impulse, Ns/kg	2352	2352	2650	2705	2750	2793	2793	2940	2980	2940
Nozzle area ratio	55	46	46	43	43	62.5	45	100	100	100
Propellant inlet pressure, MPa	1.2	1.8	1.55	2.5	2.5	1.5	1.55	1.5	1.85	1.6
Combustion chamber pressure, MPa	0.6	0.82	0.82	1.5	1.5	0.8	0.8	0.76	0.77	0.7
Single burn duration, s										
minimum	0.045	0.05	0.05	0.03	0.03	0.05	0.03	0.03	0.03	0.03
maximum	500	400	400	300	300	1000	4000	4000	4000	4000
Total operation time, s	20000	4700	4700	10000	5000	10000	25000	20000	50000	20000
Number of burns	300000	20000	20000	10000	10000	40000	300000	300000	450000	300000
Valves current consumption, W	15.8	34.2	15.8	10.8	21.6	34.2	15.8	15.8	34.2	34.2
Mass, kg	1.2	1.55	0.9	1.1	1.3	2.7	0.9	1.1	1.5	1.7
Dimensions, mm	211*100	222*108	176*136	210*122	240*126	356*152	180*136	285*126	342*104	360*130*
	*97	*108	*136	*126	*126	*152	*136	*122	*168	164

Main valves parameters

Table 2

Parameter	C5.629	C5.618M	C5.622	C5.630	Note
Dimensions, mm	Ø26*46	Ø33*69	Ø33*69	Ø43*90	
Mass, kg	0.12	0.24	0.24	0.46	
Current, A	0.3	0.6	0.6	1.4	U=27V, t=20 °C
Start-on response time, ms	10	13	16	25	U=27V, t=20 °C P=1.5 MPa
Shut-down response time, ms	15	12	12	28	U=27V, t=20 °C P=1.5 MPa diode-stabilitron circuit
Leakage, cc/min	0.025	0.025	0.025	0.025	Air P=1 and 3 MPa
Switch number	300000	500000	500000	500000	air propellant
Pressure drop, MPa	0.24	0.06	0.025	0.002	water flowrate 20g/s

there is no need during thruster operation in system for heat transmitting from the thruster to the space craft configuration. Thus propulsion system mass and current consumption of the space craft can be reduced without lowering their reliability. It is very actual, in the case of small space craft in particular. This advantage can be demonstrated on the example of ДСТ-25 thruster, that is installed in the space craft «Soyuz-TM» by means of heat resistance separator between the space craft configuration and fixing bracket. It is not necessary to join any units of temperature control system (TCS) to this thruster. For ensuring an acceptable heat conditions of thruster operation (propellants non-freezing in the injection head and electrovalves), 2.5W electric heater is installed on the thruster injection head. For the simplification of control system of the space craft «Soyuz-TM» electric heater is never switched-off during thruster operation.

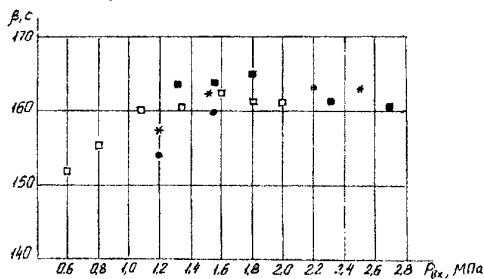


Fig.2. Flowrate complex β as a function of propellants inlet pressure
 • - ДСТ-25 (25N thrust), * - ДСТ-50 (50N thrust), ■ - ДСТ-100A (100N thrust), □ - ДСТ-200A (200N thrust)

Propellant mixing scheme of the described above engines provides high specific impulse and small its changing under significant changing of propellants inlet pressure (see fig. 2). It have to be noted that ДСТ-100A thruster of ISS «Alpha» ensures the most high specific impulse under nominal conditions of operation - 2980 Ns/kgf. At the same time this thruster ensures large resource of

50000s total burn time and 450 000 burns and preserves all the specified above low temperature advantages.

If it is necessary, some thruster parameters, presented in the table 1, can be improved depending on the resource and conditions of operating.

This can be demonstrated on the ДСТ-50 thruster example. There are shown on fig. 3 the flowrate complex β as a function of reduced length of the thruster combustion chamber (L_{np}).

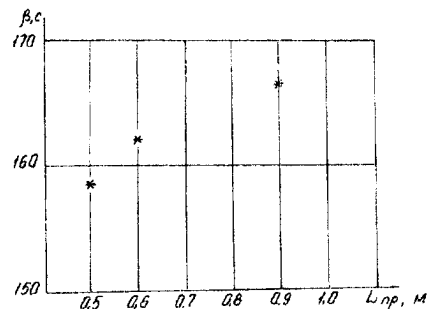


Fig.3. Flowrate complex β as a function of reduced length L_{np} of the combustion chamber

This function was defined at testing of one and same engine with combustion chambers of different reduced lengths. The tests aim was studies of ways and means for improving the combustion chamber efficiency. It may be noted that at L_{np} increasing from 0.6 m to

0.9m the flow complex β increases on 4 s and reaches 166s that at nozzle area ratio 100 means specific impulse 3005 Ns/kgf. At the same time the maximum increasing of the combustion chamber wall temperature is only 140 °C, this temperature does not exceed 1240 °C that is far below the admissible temperature. Temperature distribution of the combustion chamber outer surface is shown on fig.4.

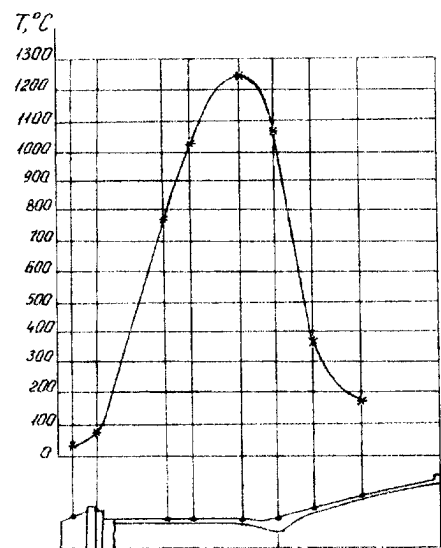


Fig.4. Temperature distribution of the combustion chamber outer surface at 50s burn

This distribution was defined as a result of 50 s thruster burn at steady-state temperature mode. So the thruster with such parameters can be used for the small resource, for example, not more than 5000 s total operating time. Similar possibilities exist and for other described in the table 1 thrusters.

Unified electrovalves of identical design scheme are used in all these thrusters.

Usage in the third generation thrusters designs unified elements (injection head, combustion chamber, electrovalves) of identical design scheme and same technological processes

allows:

- 1) to diminish considerably the number of tested thrusters, to shorten period of development, preserving at the same time the required level of reliability;
- 2) to reduce preparation cost of a new thruster manufacturing;
- 3) to use special unique already developed technological processes, in this case quality of manufacturing technological processes are proved by results of tests and usage of earlier manufacturing thrusters;
- 4) to increase operating factor of a special equipment due to increasing number of manufactured thrusters. That reduces probability of breaks in manufacturing process and raises thrusters reliability.

Monopropellant hydrazine thrusters

CMDB had developed hydrazine monopropellant thrusters of two types:

- 1) 5N and 50N thrusters with thermocatalytic hydrazine decomposition;
- 2) 10N and 25N thrusters with catalytic hydrazine decomposition.

Parameters of these thrusters are shown in the table 3.

Parameters of monopropellant hydrazine thrusters

Table 3

Parameter	ДОТ-5	ДОТ-25	ДОК-10	ДОК-50
Nominal thrust, N	5	25	10	50
Propellant	hydrazine	hydrazine	hydrazine	hydrazine
Specific impulse, Ns/kg	2255	2300	2250	2250
Nozzle area ratio	60	55	46	42
Propellant inlet pressure, MPa	1.2	1.5	1.5	1.5
Combustion chamber pressure, MPa	0.38	0.45	1.0	0.8
Single burn duration, s				
minimum	0.05	0.05	0.05	0.05
maximum	8000	6000	600	600
Total operation time, s	120000	25000	1500	1500
Number of burns	55000	6000	4000	4000
Electroheater current consumption, W	80	70	40	20
Valves current consumption, W	15.8	7.9	7.9	16.2
Mass, kg	0.9	1.3	0.6	1.1

The typical representative of the first type thruster is ДОТ-25 thruster (of 25N thrust), that was used in the space crafts «Coupon», «Spectr» and some others. It consists of the reactor with the nozzle, hydrazine injection head, 70W electroheater, unified electrovalve C5.629, flange for installation in the space craft and 2.5W electroheater for the maintenance of acceptable temperature condition of the injection head and electrovalve during the period of a long thruster «silence».

Pressed briquettes of molybdenum- rhenium and tungsten- rhenium wires are used as a catalyst in this thruster. It is necessary for the thruster starting to heat reactor by energising electroheater for 30 minutes to provide the reactor temperature not less than 350 °C. ДОТ-5 and ДОТ-25 thrusters ensure a stable thrust value through all period of operation.

Thrusters of hydrazine catalytic decomposition ДОК-10 (10N thrust) and ДОК-50 (50N thrust) were successfully used for the first time in interplanetary automatic stations «Phobos-1» and «Phobos-2». After launching in the Mars orbit and separation of 2 tons correcting engine, these thrusters became main and single, ensuring manoeuvre of automatic stations for transfer from initial orbit to the Phobos orbit, as well as correcting its Phobos orbit.

The thrusters consist of the reactor with the nozzle, hydrazine injection head, reactor electroheater, unified electrovalve, flange for installation in the space craft. For operation control a resistance thermometer was installed on the reactor. Catalyst on the iridium base is used in the thruster reactor. The thrusters can operate at the design temperature +5 °C. However electroheater

was used for improving their parameters and raising stability of their operation, as well as for resource increasing. The electroheater was installed on the reactor and provided the reactor temperature not less than 100 °C. It is possible to discuss improving of thruster's parameters depending on operation conditions.

Современный технический уровень и направления развития ракетных двигателей малой тяги

Жиров О.П., Казанкин Ф.А., Ларин Е.Г., Лебедев И.Н., Муркин В.А.
624610 г.Н-Салда Свердловской обл.
факс 34345-3-17-03

Для управления положением стабилизации и ориентации КА используются РДМТ на топливе АТ+НДМГ, являющиеся исполнительными органами управления движением КА.

Ракетные двигатели малой тяги разработки НИИмаш эксплуатируются в составе различных КА с начала 70-х годов; в последние годы они используются на борту долговременной орбитальной станции.

В состав РДТМ входят электромагнитные клапаны собственной разработки, во многом определяя динамические характеристики двигателей и их энергетические характеристики в импульсных режимах работы.

Испытания двигателя тягой 400Н на топливе АТ+ММГ, проведенные совместно с фирмой "Аэроджет", США, показали рост удельного импульса тяги в непрерывном режиме работы с 250 до 291 с при сохранении динамических характеристик двигателя.

Современные направления развития РДМТ:

- модернизация РДМТ путем применения жаростойких материалов в конструкции камеры сгорания и ужесточения гидравлических характеристик смесительной головки;
- создание РДМТ на экологически чистых компонентах топлива;
- создание новой элементной базы и ДУ МКА на основе РДМТ нового поколения.
- В настоящее время в КА ("Союз-ТМ", функциональный грузовой блок МКС и др.) расширяется использование двигателей малой тяги с использованием жаростойких материалов и ужесточение рабочего процесса.

Up-to-date State of the Art and Trends of Low Thrust Rocket Engines Development

S.P. Zhiron, Ph.A. Kazankin, E.G. Larin, I.N. Lebedev,
V.A. Murkin, L.A. Potabachni
R&DIME, Nizhnyaya Salda, Russia

The low thrust rocket engines LTRE on NTO+UDMN, being the actuators of propulsion systems, are used to control attitude, stabilization and stationkeeping of space vehicle (SV). The first generation LTRE, developed by R&DIME, are used in the structure of various SV from the early 1970 s including all the manned SV starting from the long-life orbital station "Salyut".

The structure of LTRE includes the solenoid valves of R&DIME in-house development, and these valves determine in many respects the dynamic characteristics of thrusters and their characteristics in pulse modes of operation.

The tests of 400 N thruster on NTO+MMH, carried out jointly with the company "Aerojet", USA, showed the growth of thrust specific impulse in the continuous mode of operation up to 17% (from 250 s to 291 s) with keeping the dynamic characteristics.

The up-to-date trends of LTRE development are:

- the modernization of LTRE by way of application of heat-resistant materials in the construction of combustion chamber and the increase of requirements for hydraulic characteristics of injector;
- the creation of LTRE on the ecologically friendly propellants: oxygen-kerosene, oxygen-alcohol, oxygen-methane, oxygen-hydrogen;
- the creation of new element base and PS for SSV on the basis of new generation LTRE.

The use of second generation thrusters with application of heat-resistant materials and increase of requirements for operating process in currently widening in SV ("Soyuz-TM", "Progress", service module and functional cargo unit of International Space Station).

Based on the second generation LTRE the works are being carried out for making the SSV correction PS of global space communication system, the correction PS of communication satellite, and based on the ecologically friendly propellant LTRE the works on making the boost unit PS are being done.

**Двигательные установки малых космических аппаратов
на основе РДМТ нового поколения**

Булдашев С.А., Завгородний Г.К., Казанкин Ф.А., Кулябин К.П.
624610 г.Н-Салда Свердловской обл.
факс 34345-3-17-03

Существуют следующие основные проблемы создания ДУ нового поколения для перспективных малых космических аппаратов (МКА) научного и народнохозяйственного назначения:

- повышение энергомассового совершенства ДУ;
- обеспечение возможности 10...20-летнего срока активного существования;
- повышение точности орбитальных маневров, коррекции параметров орбиты, ориентации и стабилизации КА;
- снижение вредного воздействия факела двигателя на элементы КА.

Их решение совместно с качественным улучшением характеристик ДУ возможно только на основе новой элементной базы, в частности РДМТ нового поколения.

НИИмаш предлагает следующие пути решения проблем:

- проектирование на основе использования принципов интеграции функций систем, агрегатов и отдельных элементов конструкции;
- наддув топливных баков и подача топлива в двигатели генераторным газом из основных компонентов топлива;
- посредством безроторного дифференциального насоса-стабилизатора подача компонентов топлива в газогенератор;
- создание и использование нетрадиционных жаростойких и высокопрочных материалов и современных передовых технологий.

В НИИмаш разработаны, изготовлены и испытаны экспериментальные образцы агрегатов, составляющих основу новой элементной базы ДУ, например, РДМТ тягой 8Н, 400Н, миниатюрный быстродействующий электроклапан, топливный бак с диафрагменным металлическим разделителем и силовой оболочкой из композиционного материала, безроторный насос-стабилизатор. Испытаниями образца модульной ДУ МКА, спроектированного на основе вышеуказанных принципов, экспериментально подтверждена возможность создания ДУ МКА с уровнем характеристик близким к предельному, для установок на химическом топливе.

Последние определяются соотношением отработанных и новых решений. На это соотношение влияют требуемые сроки разработки, объем и стабильность финансирования. Максимальный уровень характеристик и снижение стоимости летного экземпляра могут быть достигнуты в случае полного использования преимуществ интегрального подхода к проектированию.

Propulsion Systems of Small Space Vehicles on the Basis of new Generation Low Thrust Rocket Engines (LTRE)

S.A. Buldashev, G.K. Zavgorodni, Ph.A. Kazankin, K.P. Kulyabin
R&DIME, Nizhnyaya Salda, Russia

There are the following main problems of making new generation propulsion systems (PS) for perspective small space vehicles (SSV) of scientific and national economy purposes:

- to raise the power-mass improvement of PS;
- to ensure a possibility of 10...20 year active life;
- to increase the accuracy of orbital maneuvers, the correction of orbit parameters, the station keeping and stabilization of space vehicle (SV);
- to reduce the adverse effect of thruster plume on SV elements.

Their solution together with a qualitative improvement of PS performance is possible only based on the new elements, specifically the LTRE of new generation.

R&DIME proposes the following ways of problems solution:

- the designing based on the use of principles for integration of functions of systems, units and separate elements of construction;
- the pressurization of propellant tanks and supply of propellant into thrusters by pressurization gas from the main components of propellant;
- the supply of propellant components into a gas generator with the help of nonrotary differential pump-stabilizer;
- the creation and use of non-traditional heat-resistant and high-strength materials and up-to-date top-level technologies.

The experimental prototypes of unit, formed the new element base of PS, e.g. the LTRE with thrust 8N, 400N, the miniature quick-acting solenoid-valve, the propellant tank with diaphragm metallic partition and load-carrying shell out of composite material, the nonrotary pump-stabilizer, have been developed, fabricated and tested at R&DIME. The possibility of creation of SSV PS with the performance level close to marginal for chemical propellant propulsion systems was confirmed by the tests of module PS prototype for SSV, designed on the basis of principles mentioned above.

The level of PS performance is determined by the relationship of spent and new solutions. This relationship depends on the required time for development, the volume and stability of funding. The maximum level of performance and the cheapening of flight example cost can be achieved in case of full use of advantages of integral approach to the designing.

Исследование возможности использования в составе универсальной малой космической платформы электрореактивных двигателей.

Г.А.Попов, Г.В.Мальшев, О.П.Нестеренко, А.И.Покрышкин, В.М.Кульков,
Ю.Г.Егоров.

Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и
электродинамики (НИИПМЭ МАИ)
125810, г. Москва, Волоколамское ш. 4
Факс: (095) 158-0367

Основные преимущества малых спутников — технологическая простота, сокращённые сроки проектирования и изготовления, низкая стоимость, с наибольшей полнотой проявляются при использовании универсальных малых космических платформ (УМКП).

Важной задачей является определение областей применения УМКП, спектра целевых задач, которые эта платформа может решать при различной комплектации бортовых систем.

Для повышения массовой эффективности малых космических аппаратов на основе УМКП и снижения их стоимости могут быть использованы электрореактивные двигатели. Рассматривается возможность использования стационарных плазменных двигателей (СПД) в составе УМКП.

Оцениваются основные характеристики СПД, анализируется возможность использования универсальной малой космической платформы в орбитальных группировках различного назначения, приводится характерная схема построения УМКП.

В результате исследований разработаны практические рекомендации по выбору основных проектных решений перспективных УМКП.

Investigation of the Possibility to use electric thrusters for small universal space platform design.

G.A. Popov, G.V. Malyshev, O.P. Nesterenko, A.I. Pokryshkin, V.M. Kulkov,
Yu. G. Egorov

State research institute of applied mechanics and electrodynamics (RIAME MAI)
4, Volokolamskoye sh. Moscow, 125810
Fax: (095) 158-0367

Small satellite main advantages are the technological simplicity, short-time of development and manufacturing, low cost. These advantages appear with the greatest entirety at universal small space platform (USSP) usage.

The important problem is determination of USSP application areas, purpose-oriented problem range, which this platform decides at onboard systems various complete sets.

The electric thruster can be used for mass efficiency increase and cost decrease of the small spacecraft basing on USSP. The possibility of stationary plasma thrusters (SPT) application in USSP assembly is considered.

SPT main performances are evaluated. The USSP usage possibility in different function orbital constellation is analyzed. The typical USSP design scheme is resulted.

The investigation result is the practical recommendations for the perspective USSP major design solution choice.

**Программа НАСА СБИР. Микрогазовый реостат для управления
потоком ксенона**

**Чарльз Малфорд, Рич Келли
Маротта Сайентифик Контролз(МСКИ), Инк.
78 Бунтон Авеню, п/я 427, Монтвиль, Нью-Джерси 07045-0427, США
Тел.: 973-33-7800**

МСКИ продолжает разработку микрогазового реостата (МГР) по программе инновационных исследований малого бизнеса (СБИР) под эгидой НАСА. Тема СБИР - разработки в области двигательных технологий. МСКИ провела исследования, разработала и изготовила миниатюрный прибор управления потоком ксенона (МГР), использующий микроминиатюрную технологию MEMS и малопотребляющую электронику для приведения прибора в действие. Прибор позволяет осуществить дросселирование потока ксенона в диапазоне 3:1.

Испытания подтвердили желаемые характеристики. Испытания продолжаются в заданном диапазоне температур и давлений.

Плазменные двигатели нового поколения для малых космических аппаратов

А.И.Морозов¹, В.М.Балебанов², А.И.Бугров³, А.С.Липатов⁴
РНЦ “Курчатовский институт”¹, ИКИ РАН², МИРЭА³, МИРЭА⁴

Разработан новый тип стационарных плазменных двигателей (СПД), предназначенных для использования в составе малых космических аппаратов (МКА) научного назначения массой до 100 кг.

Потребляемая электрическая мощность этих двигателей от 500 до 1500 ватт, полуугол расходимости струи не более 15 град., тяговая эффективность 45-70 процентов. Двигатель имеет плавно регулируемые характеристики, что позволяет изменять по командам режим его работы.

Двигатели могут обеспечить плавно изменяющуюся тягу в диапазоне от одного до десяти грамм, а удельный импульс - в диапазоне от 1100 до 2500 секунд.

Такие двигатели могут выполнять на малых КА различные функции:

- переводить спутник с одной орбиты на другую (ускорение, замедление, изменение наклона, “скрутка” орбиты и т.д.);
- использоваться в контуре управления для ориентации и стабилизации КА;
- осуществлять любые коррекции орбит.

ХАРАКТЕРИСТИКИ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ К10 (ЭТД)

Архипов Б.А., Виноградов В.Н., Масленников Н.А., Мурашко В.М., Нятин А.Г.
ОКБ "Факел"

236000, Калининград,
Московский проспект, 181,
Факс: (8-0112) 46-17-62, (0112) 45-66-00

РЕФЕРАТ

В докладе рассмотрены характеристики многофункционального электротермического двигателя К10 ОКБ "Факел", где разрабатывались и находятся в стадии отработки ряд модификаций электрического реактивного двигателя в диапазоне тяг от 10^{-3} до 10Н, предназначенные для прецизионного управления положением КА в космическом пространстве и коррекцией его орбиты.

Работы по созданию жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ) тягой в десятые и сотые доли ньютона являются одним из важнейших направлений двигателестроения. ОКБ "Факел", накопив более чем 20-летний опыт создания однокомпонентных РДМТ, успешно освоивших этот диапазон тяг. Сюда относятся серийные электротермокаталитические ТКД К10, К50-10.1 и Fakel-1N, а также бескатализаторные термические ЖРД МТ и двигатели с плавным регулированием тяги. На базе ТКД создан новый класс однокомпонентных РДМТ - выносные газо- и жидкостнорактивные двигатели теплоаккумуляторного типа. Многофункциональный электротермический двигатель К10 изготавливается ОКБ "Факел" в трех вариантах: гидразиновом термокаталитическом и электротермокаталитическом, газореактивном микрогравитационном, газореактивном теплоаккумуляторном. Газореактивные варианты ТКД К10 реализуют плавное регулирование тяги РДМТ в диапазоне $10^{-3} \dots 10^{-1}$ Н, что позволяет также решить проблему обеспечения условий микрогравитации на борту технологических модулей или космической станции типа "Мир", Шаттл. Создание многофункционального электротермического двигателя К10 является очередным шагом в развитии работ ОКБ "Факел".¹

Применение СПД и ЭТД К10 в системах управления выведения малых спутников обеспечивает повышение коммерческой эффективности таких систем²

ТЕРМОКАТАЛИТИЧЕСКИЙ ГИДРАЗИНОВЫЙ ДВИГАТЕЛЬ К10

Научно-исследовательские работы по созданию термокаталитических двигателей проводились в ОКБ "Факел" с 1978 года и заложили научно-технические основы для создания первого отечественного гидразинового ЖРД МТ и первого в мире серийного термокаталитического двигателя на металлических катализаторах.

Исследованы различные пути организации рабочего процесса и соответствующие конструктивные варианты узлов впрыска, термокаталитических пакетов, кабельных нагревателей и других элементов ТКД, большинство из которых сегодня защищены авторскими свидетельствами.

Решена фундаментальная научно-техническая проблема высокоточного обеспечения тяги и максимального ограничения разнотяговости парных двигателей моментной системы ориентации и стабилизации КА.

Дальнейшие исследования по повышению точностных, ресурсных и регулировочных характеристик позволили вывести отечественные ТКД СОС на технический уровень, превосходящий характеристики лучших зарубежных монотопливных ЖРД МТ этого класса, и создать новое поколение ТКД с улучшенными массовыми энергетическими, динамическими характеристиками и практическим сроком эксплуатации 10 лет и более.

В результате НИР ТКД также создан уникальный измерительно-диагностический комплекс, позволяющий надежно измерять и прогнозировать тяговые, динамические и энергетические характеристики ТКД в диапазонах тяги $0...10^2$ Н, $0...10^1$ Н и $0...10^0$ Н. В том числе совместно с ДГУ и НПО ГИПХ разработаны и внедрены не имеющие аналогов измерители тяги ИТ-3 и ДИТ-2, а совместно с КБ завода "Госметр" - кварцевые электронные устройства для одновременного измерения тяги, вектора тяги, разнотяговости и текущей массы.

К середине 80-х годов практически все задачи, связанные с прикладными НИР по созданию гидразиновых ТКД тягой до 1 Н, успешно решены и началась летная эксплуатация ТКД К10.

Термокаталитический гидразиновый двигатель К10, получил широкое применение в летной практике, что обусловлено его высокой надежностью в эксплуатации, стабильностью параметров на протяжении всего ресурса орбитального функционирования, подтвержденная величина которого составляет к настоящему времени 8 лет. ТКД К10 применяется с 1982 года на отечественных геостационарных ИСЗ различного назначения типа "Космос", "Луч", "Галс", "Экспресс".

За этот период в космосе успешно отработало и продолжает успешно эксплуатироваться свыше 2000 двигателей К10.

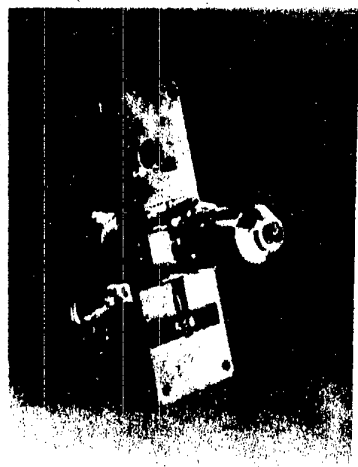


Рис. 1 Общий вид ТКД К10

В настоящее время разработан его усовершенствованный вариант ТКД К10 - электротермокаталитический двигатель К50-10.1. Двигатель квалифицирован на расширенный диапазон тяги, имеет более прочную конструкцию, оптимизирован по уменьшению тепловых потерь.

Performance of the Multi-Application Long-Time Electrothermal Microrocket Engines K10

B. Arhipov, V. Vinogradov, N. Maslennikov, V. Murashko, A. Niatin
FAKEL, Moskovsky pr. 181, Kaliningrad 236000, Russia
Fax: (8-0112) 461-762; Tel: (0112) 456-600

Abstract

The performance of microrocket engine K10 is discussed in this report. Said thruster was developed at FAKEL where electric thrusters covering thrust range from 10^{-3} up to 10 N have been or are being developed as well, intended for accurate attitude control and orbit maintenance functions of a spacecraft.

Development of low thrust (several tenths or hundredths of a Newton) liquid propellant engines (LTLPE) is one of the most important task in the propulsion technology. FAKEL have been developing mono-propellant LTLPEs for more than 20 years having successfully covered such thrust range. These are commercial electrothermocatalytic thrusters K10, K50-10.1 and Fakel-1N, number noncatalytic monopropellant thrusters and also engines and smooth regulation of thrust. K10 was used as a basis for development of a new class of mono-propellant LTLPE – remote gas- or liquid-propellant heat accumulating microrocket thrusters. Multiapplication LTLPE K10 is manufactured at FAKEL in three variants: hydrazine electrothermocatalytic thrusters, gas-propellant microgravity thrusters and gas-propellant heat accumulating thrusters. Gaseous propellant microrocket variants are designed for smooth thrust regulation within range $10^{-3} \dots 10^{-1}$ N that would help solving task of providing the microgravity conditions on board of space vehicles such as the Space Station MIR or the Space Shuttle. Development of a multiapplication thruster K10 is a new step in FAKEL strategy.¹

Application of the SPTs and the K10s in small spacecraft's orbit transfer control subsystem would improve its efficiency.²

The K10 Thruster

FAKEL have been promoting the R&D work on thermocatalytic thrusters since 1978, having put the scientific basis under the first national hydrazine LTLPE and the world's first serially produced thermocatalytic thruster with a metallic catalyst.

Several operation process versions and respective design options in injector, catalyst pack (able heater and other elements have been studied, most of which are now patented.

The fundamental scientific problem was solved lying in highly accurate thrust maintenance with maximally effective limitation of thrust difference in a thruster pair operating in a spacecraft attitude control and station-keeping subsystem (ACS).

Further improvement of accuracy, life and regulation parameters has advanced the domestic TCTs for ACS to a level over the best of similar foreign monopropellant LTLPT and has resulted in new generation TCT with advanced mass, power and dynamic characteristics and lifetime over 10 years or more.

R&D on microrocket L tupe also produced a unique measurement and diagnostics setup reliably measuring and giving basis for forecasts regarding thrust, dynamics and power characteristics of TCT within thrust range $0 \dots 10^{-2}$ N, $0 \dots 10^{-1}$ N

and 0...100 N. DGU and NPO GIPH took part in development and application of unique thrust stands IT-3 and DIT-2 and the Design Bureau of the Gosmetr Factory – in development and application of quartz electronic device for simultaneous measurement of thrust, thrust vector, thrust difference and current mass.

By 80es almost every task of R&D on hydrazine microrocket engine with thrust of up to 1 N was successfully completed and the K10 was flown.

The thermocatalytic hydrazine thruster K10 has been intensively flown due to its high operation reliability, repeatable performance over the entire operational lifetime which has been demonstrated by now as long as 8 years. The K10s have been flown on board of national geostationary satellites of various application, such as KOSMOS, LUCH, GALS and EXPRESS, GLONASS. Over 2000 K10s have been flown since that time some of which are still operating.



Fig.1 The K10 thruster.

The improved K10 version is developed — electrothermocatalytic thruster K50-10.1. That thruster was qualified for an extended thrust range, its design is stronger and the heat losses are optimized.

K10 and K50-10.1.

The K10 is shown in Fig. 1.

Components of the K10 and the K50-10.1 are shown in Fig. 2.

ОПИСАНИЕ ТКД К10 и ЭТКД К50-10.1

Общий вид двигателя К10 представлен на Рис.1

Состав и основные элементы термокаталитического гидразинового двигателя К10 и электротермокаталитического двигателя К50-10.1 приведены на рис.2

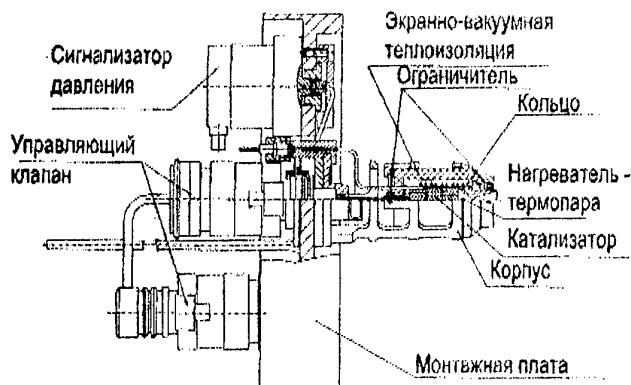


Рис. 2 Состав и основные элементы ТКД К10 и ЭТКД К50-10.1

Технические характеристики ТКД К10 и ЭТКД К50-10.1

- Основные технические характеристики ТКД К10 приведены в Табл. 1.

Табл. 1 Технические характеристики ТКД К10

Параметр	Значение
Тяга двигателя, номинальная Н	0,1
Удельный импульс при установившемся непрерывном режиме работы, Н с/кг	2000...2100
Давление топлива на входе в двигатель, номинальное кПа	172
Подтвержденный ресурс работы по суммарному времени включения, час	160, не менее
Надежность в эксплуатации	0,999 при доверительной вероятности 0,8
Стабильность параметров на протяжении всего ресурса работы	
Воспроизводимость тяги двигателей при одинаковых входных параметрах (температура и давление топлива на входе), %	1,5 не более
Стабильность единичного импульса тяги при одинаковых входных параметрах, %	3 не более
Состояние разработки	летная эксплуатация

- Основные технические характеристики ЭТКД К50-10.1 приведены в Табл. 2.

Табл. 2 Технические характеристики ЭТКД К50-10.1

Параметр	Значение
Тяга, мН	530-96
Давление топлива на входе, кПа	853...206
Энергопотребление в режиме термостабизации, Вт	5
Подтвержденный ресурс работы:	
по числу включений	13·10 ⁴
по выработанному топливу, кг	20
нагревателя в режиме термостабизации, лет	10,5
Масса модуля К10, кг	0,07
Стадия отработки	серийное изготовление

- ЭТКД К50-10.1 прошли квалификацию и используется в международном проекте "СЕСАТ"

Двигатель FAKEL-1N практически не отличается от К10 и представляет его форсированный по расходу вариант

МИКРОГРАВИТАЦИОННЫЙ ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ (ЭТМГД) К10Р - МОДИФИКАЦИЯ ЭТД К10

Микрогравитационный электротермический двигатель К10Р предназначен для обеспечения условий микрогравитации на борту ОКС и технологических ИСЗ, обеспечивает работу в диапазоне тяг $10^{-3} - 10^{-2}$ Н при энергопотреблении 5-10 Вт.

Тяга (Т) ЭТМГД К10Р на газообразном рабочем теле в зависимости от модификации находится в пределах, определяемых зависимостью:

$$T[\text{мН}] = (6...60) \cdot P_{\text{вх}} [\text{ата}],$$

где $P_{\text{вх}}$ - давление газа на входе в двигатель.

При этом в диапазоне до 50 мН тягу двигателя можно плавно регулировать путем нагрева газа с помощью штатного электронагревателя как на входе в сопло, так и на входе в двигатель. Для примера на Рис. 3 показана регулировочная характеристика двухуровневой модификации ЭТМГД К10Р на азоте при постоянном давлении подачи $2,4 \cdot 10^5$ Па.

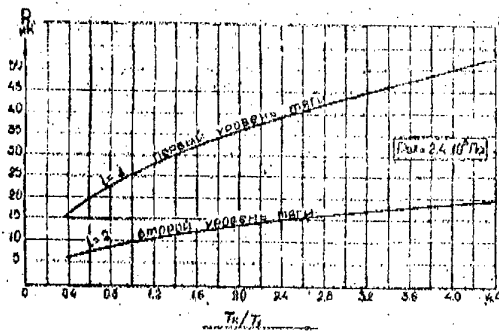


Рис. 3 Регулировочная характеристика ЭТМГД К10Р

Здесь i - порядковой номер ступени регулирования, T_k - температура нагрева газа в камере ЭТМГД К10Р, $T_{вх}$ - температура нагрева газа на входе в двигатель.

При работе на неконденсирующихся газах в установившемся непрерывном режиме удельный импульс ЭТМГД К10Р и ЭТАД К10К определяется зависимостью

$$J_{уп} = 0.928 \cdot \frac{K_t}{K_p} \cdot \sqrt{T_k} \quad (1)$$

где K_t и K_p - соответственно коэффициент тяги и постоянная расхода, которые зависят от рода газа.

В частности, на азоте удельный импульс равен

$$J_{уп, N_2} = 40.9 \sqrt{T_k}, [Н \cdot с / кг]$$

При затратах мощности на нагрев газа в камере ЭТМГД К10Р и ЭТАД К10К от 3 до 8 Вт и микротягах до 50 мН удельный импульс на азоте составит 900...1100 Н.с/кг.

Как показали экспериментальные исследования ЭТАД К10К, при работе на конденсирующихся газах удельный импульс ЭТМГД К10Р и ЭТАД К10К приближается к уровню, характерному для равновесного истечения. В частности, на ксеноне был получен удельный импульс ЭТАД К10К, подчиняющийся зависимости

$$J_{уп, Xe} = 36 + 0.025 \cdot (T_k - 273), [сек].$$

В связи с этим при низких температурах удельный импульс на 30 % оказывается выше, чем определяемый по формуле (1). При температуре $T_k = 450^\circ C$ удельный импульс К10 на ксеноне на 5 % выше, чем по формуле (1).

Следует отметить, что несмотря на более чем двухкратную разницу в удельных импульсах относительные импульсы газореактивных систем на азоте и на ксеноне из-за значительно более высокой плотности ксенона близки друг другу. Так, если отнести общий импульс тяги $J_{об}$ к суммарной массе баллона $M_б$ и газа $M_г$, которая составляет основную долю массы газореактивной системы, то для азота

$$J_{N_2} = J_{об} / (M_б + M_{N_2}) = 410...450 \text{ Н} \cdot \text{с} / \text{кг},$$

а для ксенона при оптимальном давлении в баллоне $120 \cdot 10^5 \text{ Па}$

$$J_{Xe} = J_{об} / (M_б + M_{Xe}) = 390...430 \text{ Н} \cdot \text{с} / \text{кг}$$

В этом отношении заслуживают также внимания газореактивные системы с ЭТМГД К10Р на таких рабочих телах как аммиак и вода, которые могут храниться в жидком виде.

Описание ЭТМГД К10Р

Принципиальным отличием предложенного метода терморегулирования тяги от традиционных является то, что при постоянной температуре газа на входе в двигатель изменение тяги осуществляется без дросселирования расхода только лишь путем изменения термодинамических параметров газа, но при постоянном расходе его через сопло.

Реальная конструкция ЭТМГД К10Р практически полностью соответствует конструкции ЭТД К10. Отличие заключается в сменных узлах впрыска, проходное

сечение которых выбираться из условия обеспечения критического перепада давления.

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭТМГД К10Р НА КСЕНОНЕ, АЗОТЕ

Параметр	Значение
Рабочее тело	ксенон, азот
Тяга, мН	1-10
Гарантийный ресурс работы нагревателя двигателя, час	не менее 100000
Энергопотребление, Вт	5-10
Стадия отработки	квалификация

ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКИЙ ТЕПЛОАККУМУЛЯТОРНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ (ЭТАД) К10К- МОДИФИКАЦИЯ ЭТД К10

Как показали экспериментальные исследования, конструкция ТКД К10 с каталитическим разложением монотоплива может быть непосредственно использована для создания газореактивных систем ориентации и стабилизации нового, теплоаккумулирующего типа. Первый в мире опытный образец теплоаккумулирующего двигателя был создан в 1993 году в ОКБ "Факел" на базе серийного ТКД К10 для использования в объединенной ДУ на ксеноне по проекту международной космической энергодвигательной системы "Топаз". Демонстрационными испытаниями этого двигателя было показано, что он может работать практически на любых газообразных веществах с уровнем потребляемой мощности на один-два порядка меньше, чем в традиционных электронагревных двигателях.

Модуль теплоаккумулирующего двигателя наиболее эффективно может быть использован в газореактивных системах управления КА, двигатели которых работают преимущественно в режимах с высокой скважностью. В частности, к таким системам относятся ДУ ориентации и стабилизации КА с длительным сроком активного существования. В этом случае замена "холодных сопел" на электронагревные теплоаккумулирующие модули позволяет увеличить суммарный импульс тяги ДУ СОС на 50...60%. При этом дополнительная мощность, затрачиваемая на работу СОС не будет превышать 30...50 Вт, а масса одного модуля составляет 0,07 кг. На этапе выхода КА на штатный режим работы теплоаккумулирующий двигатель может работать с выключенным нагревателем, развивая тот же удельный импульс, что и "холодные" сопла.

В электронагревном теплоаккумуляторном режиме (пакет катализатора заменен на пакет из нержавеющей стали) модификация ЭТД К10 работает в режиме импульсных включений с температурой нагрева до 1 000° С. Двигатели этого типа могут работать практически на любых газообразных и жидких рабочих телах: ксенон, аммиак (объединенные ЭРДУ); отработанные жидкости и метаболические газы - углекислый газ, метан, вода (пилотируемые ОКС); водород (испаряющиеся компоненты ракетного топлива).

ОПИСАНИЕ ЭТАД К10К

Общий вид ЭТАД К10К представлен на рис.3

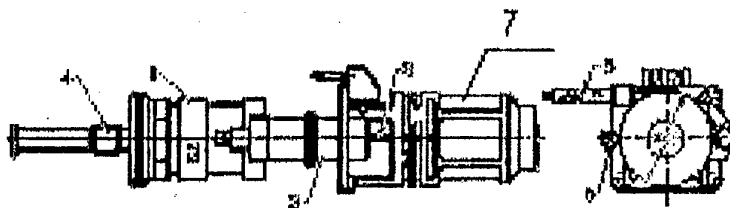


Рис. 4 Общий вид ЭТАД К10К

1-клапан, 2-трубка подачи, 3-монтажный фланец, 4-соединение к линии подачи рабочего тела, 5-электрический кабель, соединение к датчику давления. 7 - модуль К10К.

Модуль К10К состоит из камеры, электрического нагревателя, сопла и экранновакуумной изоляции. Внутри камеры размещен термоаккумулирующий пористый элемент.

Технические характеристики ЭТАД К10К

Основные технические характеристики ЭТАД К10К представлены в Табл. 3

Табл. 3 Основные технические характеристики ЭТАД К10К на рабочих телах водороде, аммиаке, азоте

Параметры	Значение	Примечание
Тяга, мН	100-1000	
Электропотребление, Вт	7...15	
Масса двигателя, кг	0.2...0.3	Масса двигателя указана для комплектации модуля одним или двумя клапанами
Цена тяги, Вт/Н	10...14	
Удельная масса двигателя, кг/Н	0.5	
Расходуемая емкость теплоаккумулятора, кДж	до 3.2	При начальной температуре до 600°C
Удельный импульс модуля К10К, с		В зависимости от скважности включений
на водороде	300...500 (не менее 1700 Вт/Н)	В скобках указана цена тяги для получения максимального удельного импульса с помощью традиционных ЭНД
на аммиаке (газ)	100...200 (не менее 700 Вт/Н)	
на азоте	60...120 (не менее 600 Вт/Н)	
на ксеноне	30...50 (не менее 230 Вт/Н)	

- К10К приобретаются ведущими фирмами США и Европы для исследования характеристик и применения в перспективных проектах

ТАД К10К может быть использован при тягах более 50 мН. ЭТАД К10К особенно эффективен при работе в режимах одиночных включений и в импульсных режимах с большой скважностью включений. Соответствующие зависимости удельного импульса при режиме одиночных включений от величины единичного импульса тяги для ксенона показаны на Рис. 5

следующие: 0,05с/0,95с; 0,1с/2,0с. Испытания проводились с падающим давлением подачи при выключенном и включенном (Uнг=7...13В) нагревателе камеры ЭТАД. Количество включений на каждом режиме ограничивалось достижением минимального давления подачи, приведены экспериментальные результаты, позволяющие оценить разброс единичного импульса при работе ЭТАД К10К на газе. Воспроизводимость единичного импульса оценивалась по величине эквивалентного времени включения

$$t_e = \frac{1}{P_k} \int P_k dt$$

где P_k - давление газа на входе в сопло.

Как видно из графиков, в пределах погрешности измерений единичный импульс тяги не зависит от порядкового номера включения.

Значения ожидаемого удельного импульса ЭТАД К10К при использовании в качестве возможного рабочего тела на борту орбитальных космических станций некоторых других газов приведены в Табл. 4

Табл. 4

Температура нагрева газа перед соплом	Удельный импульс, Н.с/кг				
	H ₂	CH ₄	NH ₃	H ₂ O	CO ₂
450°C	4120	1900	1600	1600	900
600°C	4530	2090	1760	1760	1000

Перспективы применения

Перспективы применения газореактивных модификаций двигателя К10 связаны в первую очередь, с конверсией ракетного вооружения, развитием рынка малых спутников, модернизацией КА с целью увеличения срока активного существования, с внедрением новых космических технологий, требующих обеспечения на борту орбитальных станций условий микрогравитации.

Низкие орбиты и малая масса КА в наибольшей степени способствуют использованию на их борту высокоэффективных газореактивных модификаций ЭТД К10 с низким энергопотреблением.

При этом следует иметь в виду, что в ближайшие годы будут развернуты десятки низкоорбитальных группировок спутников, насчитывающих в совокупности многие сотни телекоммуникационных ИСЗ.

Другой важной тенденцией развития космической техники является модернизация стандартных КА с целью расширения их функциональных возможностей. В этом случае простая замена "холодных" сопел на газореактивные модули К10 позволила бы практически без увеличения массы КА повысить почти вдвое суммарный импульс тяги газореактивной ДУ и, соответственно, уменьшить финансовые затраты на модернизацию КА.

Кроме того, с увеличением срока активного существования КА до 15...20 и более лет применение газореактивных модификаций ЭТД К10 становится все более выгодным, так как в большинстве случаев при штатной эксплуатации КА двигателя СОС работают в режиме коротких (10...100 мс) импульсов с длительными паузами. В таких режимах удельный импульс гидразиновых ЖРД

MT снижается до 60...100 с, в то время как теплоаккумулирующие газореактивные К10 на азоте будут иметь в этом случае удельный импульс 110...120 с. Поэтому на базе ЭТД К10 представляется возможным создать для КА с длительными сроками активного существования гибридную систему ориентации и стабилизации, у которой на этапе введения КА двигатели работают в непрерывных или импульсных режимах на гидразине с удельными импульсами 150...200 с, а на этапе штатной эксплуатации - в режимах одиночных включений на газе, используемом в системе наддува гидразиновых баков или в корректирующих и маршевых двигателях КА.

Последний случай будет иметь место при использовании в составе ДУ КА электрореактивных двигателей, работающих на ксеноне или на других газообразных рабочих телах. В таких объединенных ДУ появляются возможности существенно увеличить САС КА за счет снижения гарантийных запасов рабочего тела. Большим преимуществом объединенных ДУ является то, что в случае выхода из строя ЭРД коррекции или его систем электропитания и управления, запас его рабочего тела может быть использован для маневров КА с помощью двигателей СОС. Это позволит наиболее полно использовать функциональные возможности КА в соответствующих аварийных ситуациях.

ЭТМГД К10Р с плавным регулированием тяги в диапазоне 5...50 мН практически не имеют конкурентов в системах обеспечения условий микрогравитации на борту ОКС, когда из-за ограничений на уровень энергопотребления применение для этих целей ЭРДУ оказывается невозможным.

ЭТАД К10К могут быть использованы и в составе основной ДУ ОКС для компенсации ее аэродинамического сопротивления. Так, например, замена традиционных резисторных ЭРД на газореактивные двигатели К10 на борту перспективной ОКС "Freedom", для которой разработку, изготовление и поставку ДУ осуществляет фирма Mc Donnell Douglas Space Systems, позволила бы на два порядка сократить электрическую мощность, потребляемую ЭРД для компенсации аэродинамического сопротивления ОКС. Причем при использовании газообразных отходов системы жизнеобеспечения ОКС и неиспарившихся компонентов транзитного криогенного топлива, предназначенного для космических буксиров, применение теплоаккумулирующей модификации К10 особенно благоприятно, так как время для накопления газообразного рабочего тела может быть использовано и для накопления тепла в тепловом аккумуляторе К10.

Соответствующие удельные импульсы на этих газах приведены в Табл. 4.

В дальнейшем при реализации экспедиций посещения Марса и Луны газореактивные двигатели К10 могут быть использованы для работы на атмосферном CO₂ (Марс) или на газах, полученных из лунных пород.

Во всех указанных выше областях применения главными преимуществами газореактивных систем К10 являются:

- высокая надежность, безопасность и простота эксплуатации;
- освоенность технологии серийного изготовления и, как следствие,
- низкая стоимость;
- экологическая чистота и практически неограниченный срок хранения и функционирования в составе КА и КК с длительными САС благодаря неагрессивности и химической стойкости инертных газов, используемых в качестве рабочего тела;

- возможность получения минимальных единичных импульсов тяги при отличной их воспроизводимости и удельном импульсе, на 70...100 % превышающем удельный импульс "холодных" сопел;

- энергопотребление, по затратам мощности не превышающее энергопотребление гидразиновых двигателей ДУ СОС;

- возможность создания объединенных с ЭРД реактивных систем управления КА, что позволяет существенно упростить конструкцию, снизить массу и стоимость ДУ, увеличить ее надежность и устойчивость в аварийных ситуациях.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

- Эксплуатация ЖРДМТ разработки и изготовления ОКБ "Факел" в составе КА "Галс", "Луч", "Альтаир", и др., подтвердила возможность их эксплуатации до 10-12 лет на борту космических аппаратов. ЭТКД К50-10.1 разработки ОКБ "Факел" прошел квалификацию на САС 10,5 лет в составе КА SESAT и имеет возможность быть увеличенным до 15-20 лет.
- ОКБ "Факел" создан не имеющий аналогов новый класс однокомпонентных РДМТ теплоаккумуляторного типа.
- Актуальными являются проблемы создания гидразиновых и газореактивных ЭРД для построения низкоорбитальных и геостационарных группировок ИСЗ, управления пилотируемыми и непилотируемыми КА и КС с низким уровнем энергопотребления и длительными САС, для обеспечения условий микрогравитации на борту обитаемых орбитальных станций и аэрокосмических систем многократного использования. Сроки активного функционирования таких комбинированных СОС-15...20лет.

Литература

¹ Heat accumulating electrothermal thruster on gas propellant. Vinogradov V.N., Murashko V.M., Niatin A.G., AIAA 98-3931.

² Optimizing Xenon EPS Performance V.N. Vinogradov, V.M. Murashko Experimental design bureau Fakel, Russia F. Scortecci Centropazio, Piza, Italy

Performance of the Multi-Application Long-Time Electrothermal Microrocket Engines K10

B. Arhipov, V. Vinogradov, N. Maslennikov, V. Murashko, A. Niatin
FAKEL, Moskovsky pr. 181, Kaliningrad 236000, Russia
Fax: (8-0112) 461-762; Tel: (0112) 456-600

Abstract

The performance of microrocket engine K10 is discussed in this report. Said thruster was developed at FAKEL where electric thrusters covering thrust range from 10^{-3} up to 10 N have been or are being developed as well, intended for accurate attitude control and orbit maintenance functions of a spacecraft.

Development of low thrust (several tenths or hundredths of a Newton) liquid propellant engines (LTLPE) is one of the most important task in the propulsion technology. FAKEL have been developing mono-propellant LTLPEs for more than 20 years having successfully covered such thrust range. These are commercial electrothermocatalytic thrusters K10, K50-10.1 and Fakel-1N, number noncatalytic monopropellant thrusters and also engines and smooth regulation of thrust. K10 was used as a basis for development of a new class of mono-propellant LTLPE - remote gas- or liquid-propellant heat accumulating microrocket thrusters. Multiapplication LTLPE K10 is manufactured at FAKEL in three variants: hydrazine electrothermocatalytic thrusters, gas-propellant microgravity thrusters and gas-propellant heat accumulating thrusters. Gaseous propellant microrocket variants are designed for smooth thrust regulation within range $10^{-3} \dots 10^{-1}$ N that would help solving task of providing the microgravity conditions on board of space vehicles such as the Space Station MIR or the Space Shuttle. Development of a multiapplication thruster K10 is a new step in FAKEL strategy.¹

Application of the SPTs and the K10s in small spacecraft's orbit transfer control subsystem would improve its efficiency.²

The K10 Thruster

FAKEL have been promoting the R&D work on thermocatalytic thrusters since 1978, having put the scientific basis under the first national hydrazine LTLPE and the world's first serially produced thermocatalytic thruster with a metallic catalyst.

Several operation process versions and respective design options in injector, catalyst pack (able heater and other elements have been studied, most of which are now patented.

The fundamental scientific problem was solved lying in highly accurate thrust maintenance with maximally effective limitation of thrust difference in a thruster pair operating in a spacecraft attitude control and station-keeping subsystem (ACS).

Further improvement of accuracy, life and regulation parameters has advanced the domestic TCTs for ACS to a level over the best of similar foreign monopropellant LTLPT and has resulted in new generation TCT with advanced mass, power and dynamic characteristics and lifetime over 10 years or more.

R&D on microrocket L tupe also produced a unique measurement and diagnostics setup reliably measuring and giving basis for forecasts regarding thrust, dynamics and power characteristics of TCT within thrust range $0 \dots 10^{-2}$ N, $0 \dots 10^{-1}$ N

and 0...100 N. DGU and NPO GIPH took part in development and application of unique thrust stands IT-3 and DIT-2 and the Design Bureau of the Gosmetr Factory – in development and application of quartz electronic device for simultaneous measurement of thrust, thrust vector, thrust difference and current mass.

By 80es almost every task of R&D on hydrazine microrocket engine with thrust of up to 1 N was successfully completed and the K10 was flown.

The thermocatalytic hydrazine thruster K10 has been intensively flown due to its high operation reliability, repeatable performance over the entire operational lifetime which has been demonstrated by now as long as 8 years. The K10s have been flown on board of national geostationary satellites of various application, such as KOSMOS, LUCH, GALS and EXPRESS, GLONASS. Over 2000 K10s have been flown since that time some of which are still operating.

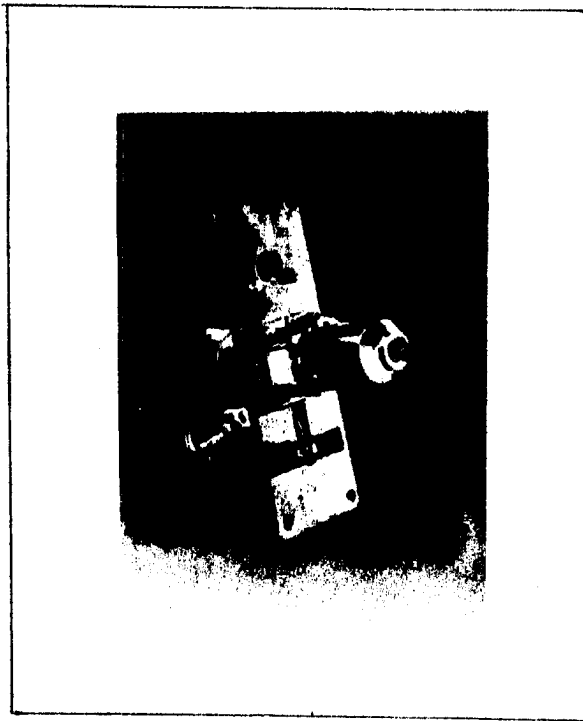


Fig.1 The K10 thruster.

The improved K10 version is developed — electrothermocatalytic thruster K50-10.1. That thruster was qualified for an extended thrust range, its design is stronger and the heat losses are optimized.

K10 and K50-10.1.

The K10 is shown in Fig. 1.

Components of the K10 and the K50-10.1 are shown in Fig. 2.

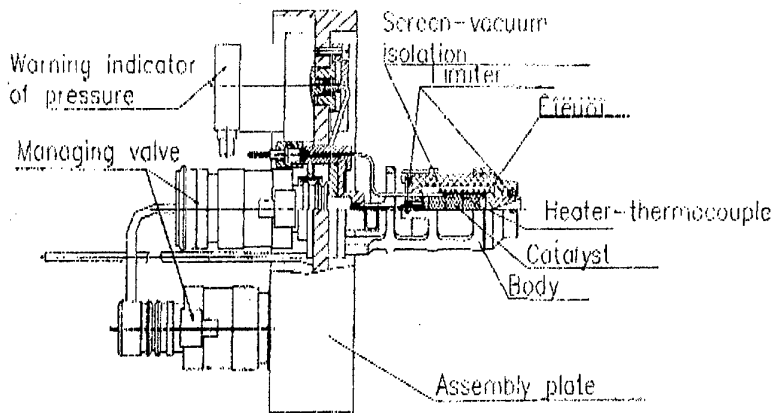


Fig. 2 Components of the K10 and the K50-10.1

Characteristics of the K10 and the K50-10.1

- The principal characteristics of the K10 are summarized in Table 1.

Table 1 The K10 Characteristics

Parameter	Value
Nominal thrust, N	0.1
Specific impulse in steady state mode, N*sec/kg	2000...2100
Nominal propellant pressure at the thruster inlet, kPa	172
Demonstrated operation life, h	>160
Operation reli. bility	0.999 at confidence probability 0.8
Parameter stability over lifetime	
Thrust reproducibility at the same inputs (propellant temperature and pressure), %	<1.5
Repeatability of thrust bit at the same inputs, %	<3
Status	Flight usage

- The principal characteristics of the K50-10.1 are summarized in Table 2.

Table 2. The K50-10.1 Characteristics

Parameter	Value
Thrust, mN	530-96
Propellant inlet pressure, kPa	853...206
Power consumption in heat stabilization mode, W	5
Demonstrated operation life:	
Firings number pulse	$13 \cdot 10^4$
Propellant used, kg	20
Heater in stabilization mode, year	10
Mass, kg	0.07
Status	Commercial production

- The K50-10.1 has completed the qualification and is being used in the international project SESAT.

The K10P and K10K — a modifications of the K10

The K10P thruster is designed for maintaining microgravity conditions on board of manned space stations and support space vehicles and operates in thrust range $10^{-3} \dots 10^{-2}$ N at power consumption 5-10 W.

Thrust (T) of the K10P on gas propellant depends on options and is calculated using the following formula::

$$T[\text{mN}] = (6 \dots 60) \cdot P_{\text{in}} [\text{ata}],$$

where P_{in} – gas pressure at the thruster inlet.

Below 50 mN, the thrust can be continuously regulated by heating the gas with the standard electric heater both at the nozzle and the thruster inlet. Fig. 3 shows an example of regulation of twin-level modification of the K10P on nitrogen at constant inlet pressure $2.4 \cdot 10^5$ Pa.

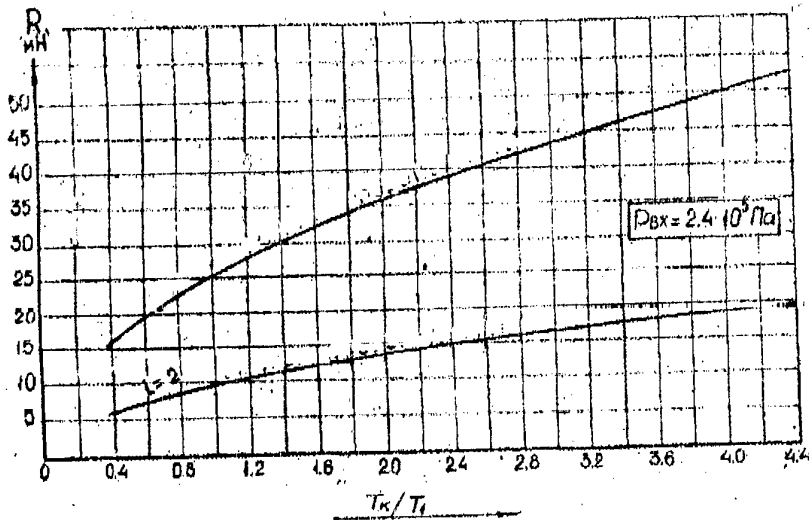


Fig. 3 K10P Regulation.

Here "i" is number of regulation level, T_k – gas heating temperature and T_{in} – gas temperature at the thruster inlet.

Operating with a noncondensing gas in steady state mode, the specific impulse of both the K10P and the K10K is calculated using the following formula

$$J_{\text{sp}} = 0.928 \cdot \frac{K_t}{K_f} \cdot \sqrt{T_k} \quad (1)$$

where K_t and K_f are thrust factor and flow rate constant respectively, both depending on the gas choice.

For instance, the specific impulse with nitrogen is

$$J_{\text{spN}_2} = 40.9 \sqrt{T_k}, [\text{N} \cdot \text{sec}/\text{kg}]$$

At costs of power of heating of gas in the chamber K10P and K10K from 3 up to 8 W and microthrusters up to 50 mN specific impulse on nitrogen will make 900... 1100 n.c/kg.

Experiments with the K10K have demonstrated that the specific impulse of the K10P and the K10K operating on condensing gases is close to the level characteristic for the equilibrium flow. In particular, on Xe, the K10K demonstrated the specific impulse derived using the following expression

$$J_{sp_{Xe}} = 36 + 0.025 \cdot (\dot{O}_2 - 273), [sec].$$

Due to that, the specific impulse is higher by 30% at low temperature than if calculated by the formula (1). At temperature $T_k = 450^\circ C$, specific impulse of the K10 on Xe is 5% higher than calculated by the formula (1).

However, notwithstanding that the specific impulses differ in more than two times, relative impulse operating on Xe or nitrogen are close to each other due to much higher density of Xe. Comparing the total impulse J_{tot} with total mass of vessel M_b and gas M_g which are the principal portion of a propulsion subsystem mass, it makes for nitrogen

$$\bar{J}_{N_2} = J_{of} / (M_g + M_{N_2}) = 410...450 \text{ H} \cdot \text{c} / \text{kg},$$

and for Xe at the optimal vessel pressure $120 \cdot 10^5 \text{ Pa}$

$$\bar{J}_{Xe} = J_{of} / (M_g + M_{Xe}) = 390...430 \text{ H} \cdot \text{c} / \text{kg}$$

From this point of view, some attention is deserved by the K10P propulsion subsystems on ammonia or water which can be stored as liquid.

Description of the K10P.

The principal difference of the suggested thermal thrust regulation from the conventional methods is that the thrust is regulated at the constant temperature at the thruster intake with no flow throttling, by only changing gas dynamics at the constant flow rate through nozzle.

The K10P design is actually nearly identical to the K10 design. The difference is in exchangeable injectors, which passage cross section is selected so that to provide the critical pressure drop.

K10P Performance on Xe, nitrogen

Parameter	Value
Propellant	Xe, N ₂
Thrust, mN	1-10
Heater lifetime, hour	>100000
Power consumption, W	5-10
Status	Qualification

Electrothermal Heat Accumulating K10K Thruster - a Modification of the K10

Experiments demonstrated that the K10 concept with catalytic decomposition of monopropellant can be used unchanged in an attitude control and station-keeping subsystem of new, heat accumulating, type. The world's first heat accumulating thruster was built in 1993 at FAKEL on basis of the commercial K10 for usage in an integrated propulsion subsystem on Xe for the international space propulsion project TOPAZ. The demonstration test that thruster revealed that it can operate on nearly any gas consuming power at a level by one or two orders of value lower than conventional resistojet.

Heat accumulating thruster is the most efficient in spacecraft control propulsion which thruster normally operate in modes with large pulse width ratio, such as long-life spacecraft attitude control and station-keeping subsystems. In such case replacing a "cold" nozzle with a heated, heat accumulating nozzle could increase the total thrust impulse by 50...60%. Extra power consumed by ACS would be 30...50 W and module mass would be 0.07 kg. When a spacecraft is approaching its operation mode, a heat accumulating thruster can operate with heater "off", producing the same specific impulse as a cold nozzle.

In heat accumulating mode with heater "on" (catalyst pack replaced with a stainless steel pack), the K 10 modification operates in pulsed mode with heating temperature up to 1000°C. Such thrusters can operate using nearly any gas or liquid propellant: Xe, ammonia (integrated EPS); waste liquids and metabolic gases, such as carbon dioxide, methane, water (in manned space stations); hydrogen (evaporating component of rocket propellant).

Description of the K10K

The K10K is pictured in Fig.4

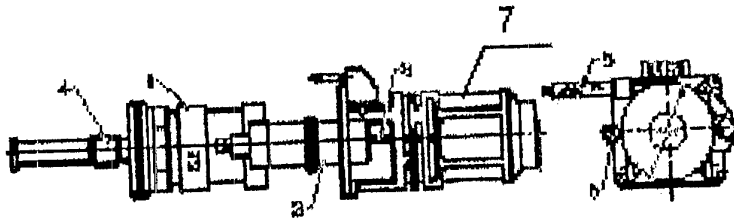


Рис. 4 The ETAT K10K

1 - valve; 2 - feed tube; 3 - flange; 4 - propellant path connection; 5 - electrical cable to pressure sensor; 7 - a module K10K.

The K10K consists of chamber, electric heater, nozzle and vacuum insulation. Heat accumulating porous element is located inside the chamber.

K10K Performance

The principal characteristics of the ETAT K10K are summarized in Table 3

Table 3: The principal performance characteristics of the K10K on hydrogen, ammonia and nitrogen

Parameter	Value	Note
Thrust, mN	100-1000	
Power consumption, W	7...15	
Thrust/mass, kg	0.2...0.3	Mass with single or two valves
Thrust cost, W/N	10...14	
Specific thruster mass, kg/N	0.5	
Useful capacity of heat accumulator, kJ	up to 3.2	At the initial temperature up to 600°C
Specific impulse, sec		Depends on pulse width ratio

Parameter	Value	Note
on hydrogen	300...500 (>1700 W/N)	Thrust cost in brackets refers to conventional resistojets in maximal specific impulse mode
on ammonia gas	100...200 (>700 W/N)	
on nitrogen	60...120 (>600 W/N)	
on xenon	30...50 (>230 W/N)	

- K10Ks are being purchased by leading US and European companies for performance evaluation and application in future projects.

The K10K can be utilized at thrust over 50 mN. The K10K is especially efficient in single firing mode and in modes with large pulse width ratio. The respective curves of specific impulse in single firing mode vs. unit thrust impulse on Xe is shown in Fig. 5.

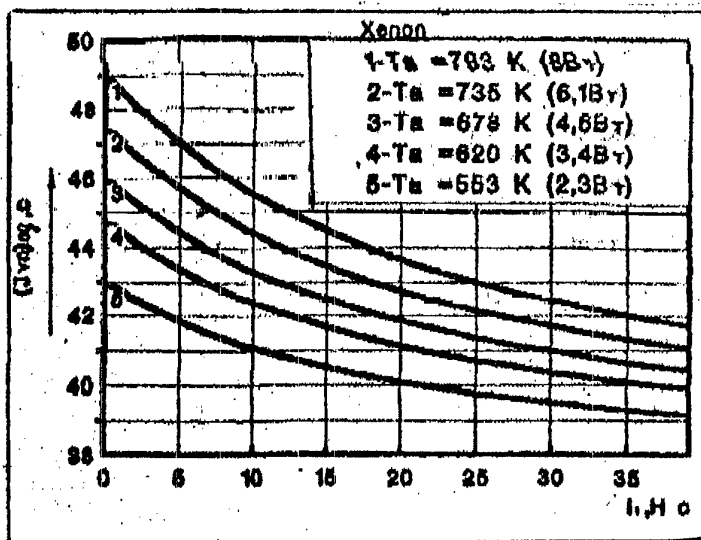


Fig. 5 The respective curves of specific impulse in single firing mode vs. unit thrust impulse on Xe

Specific impulse on Xe in pulsed mode, depending on pulse width ration and the thruster inlet pressure is shown in Fig. 6.

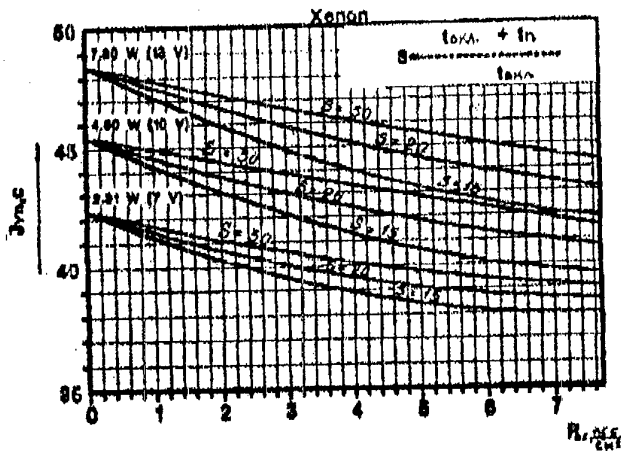


Fig. 6 Specific impulse of FTAT K10K in pulsed mode

In non-steady state mode, specific impulse of the K10K is higher than in steady state mode.

The K10K thrust bit is determined by the dynamic parameters of its valve and at $t_{bit} > 0.05$ sec it is:

$$J_1 [mN \cdot sec] = (t_{BKJ} + 0.0015/t_{bit}) \cdot (6 \dots 60) \cdot P_{in} [ata].$$

An experimental test has been accomplished with the K10K in pulsed mode. Pulse width ratios were as follows (on time/off time): 0.05 sec/0.95 sec and 0.1 sec/2.0 sec. The propellant pressure was dropping with the chamber heater on or off ($U_H = 7 \dots 13$ V). Number of firings in each mode was limited by minimal propellant feed pressure. Reproducibility of a thrust bit was evaluated by the equivalent firing time.

$$t_s = \frac{1}{P_k} \int P_k dt$$

где P_k — gas pressure at the nozzle inlet.

Reproducibility of the thrust bit was within measurement error. The thrust bit does not depend on firing serial number.

Expected specific impulse of the K10K using some gases available on board of a space station is summarized in Table 4.

Табл. 2

Gas temperature at the nozzle	Specific impulse, N·sec/kg				
	H ₂	CH ₄	NH ₃	H ₂ O	CO ₂
450°C	4120	1900	1600	1600	900
600°C	4530	2090	1760	1760	1000

Future Applications

Future modifications of the K10 are primarily associated with missile conversion, development of small spacecraft market, extension of spacecraft life,

application of new space technologies requiring microgravity conditions on board of space station.

Low orbits and low spacecraft mass stimulate using a highly efficient K10 with its low power consumption.

Thus it is necessary to mean, that per the nearest years tens LEO-constellations will be developed numbering in aggregate many hundreds telecommunication satellites.

Another important trend of space technology development is modifying standard spacecraft in order to extend their capabilities. In such case simply replacing "cold" nozzle with K10 would almost double total impulse of propulsion subsystem virtually without adding mass and respectively lower modernization costs. Besides, extending spacecraft life up to 15...20 and even more years, the K10 usage is even more attractive as attitude control and station-keeping propulsion subsystems normally operate in short pulse mode (10...100 msec) with long pauses. In such modes specific impulse of LTLPT drops down to 60...100 sec while heat accumulating K10 on nitrogen would develop specific impulse 110...120 sec. So, development of a hybrid attitude control and station-keeping propulsion subsystem for long-life spacecraft is possible, operating in continuous or pulsed mode on hydrazine with specific impulse 150...200 sec during spacecraft transient and in single firing mode on a gas used as hydrazine tank pressurizing agent or as propellant for spacecraft primary propulsion.

The latter option is attractive in case of application of electric propulsion on xenon or other gases. Such integrated propulsion would significantly extend spacecraft life by reducing propellant storage. A great advantage of integrated propulsion is that when an attitude control electric propulsion or its power and control electronics fails, remaining propellant can be used for spacecraft maneuvering with attitude control and station-keeping subsystem. That would utilize spacecraft features in a most efficient manner in respective failure modes.

K10P with the continuous thrust regulation over the range 5...50 mN have virtually no competitor for space station microgravity task where electric propulsion is unacceptable due to power limitation.

K10K can be utilized in primary propulsion to compensate for the aerodynamic drag. Replacing conventional resistojets with K10s on the future space station Freedom, propulsion for which is developed, manufactured and delivered by the Mc Donnell Douglas Space Systems, would out the power consumed by the electric propulsion to compensate for drag by two orders of value.

The respective specific impulses are discussed in Table 4.

In missions to Mars and Moon, the K10 can operate on atmospheric CO₂ (on Mars) as propellant or on gases produced from soil on the Moon.

In all above applications, the principal advantages of the K10 are as follows:

- High reliability, safety and simplicity;
- Mature technology; and, as a consequence,
- Low cost;
- Ecological cleanliness and virtually unlimited storage and operation life on board of long-life spacecraft due to inert propellant;

- Ability to produce minimal thrust bits at an excellent reproducibility and specific impulse 70...100% higher than that of "cold" nozzle systems;
- Power consumption at the level of attitude control and station-keeping hydrazine propulsion;
- Capability of development of integrated propulsion subsystems with electric propulsion that would simplify design, save propulsion mass and cost and improve its reliability and failure resistance.

Conclusion

- Applications of the FAKEL's LTLPE on spacecraft GALS, LUCH, ALTAIR, GLONASS and others have demonstrated its onboard life capability of up to 10-12 years. The FAKEL's K50-10.1 has been qualified for spacecraft SESAT with onboard life of 10.5 year and option to extend it up to 15-20 years.
- FAKEL have developed a unique multi-propellant heat accumulating LTLPE.
- Several tasks are envisioned, such as development of hydrazine and gas electric propulsion for low orbit or geostationary satellite constellations, control of both manned and unmanned space vehicles with low power and long life, microgravity onboard of manned space station or reusable space vehicles. Operational life of such integrated propulsion subsystems would be 15...20 years.

Literature

¹ Heat accumulating electrothermal thruster on gas propellant. Vinogradov V.N., Murashko V.M., Niatin A.G., AIAA 98-3931.

² Optimizing Xenon EPS Performance V.N. Vinogradov, V.M. Murashko Experimental design bureau Fakel, Russia F. Scortecci Centropazio, Piza, Italy

Исследования ЭРД малой мощности и оптимизация его характеристик для применения на малых КА

Архипов Б.А., Диденко Б.Е., Корякин А.И., Кудрявцев С.С.,
Масленников Н.А., Мурашко В.М., Нестеренко А.Н., Олотин С.В.

ОКБ "ФАКЕЛ" 236000, Калининград Московский проспект, 181
Факс: : (8-0112) 46-17-62, (0112) 45-66-00

Реферат

При исследовательских испытаниях стационарного плазменного двигателя М-35 работающего на ксеноне, продемонстрирована его работоспособность при мощностях от 150 до 350 Вт. Например, при напряжении разряда 200 В и токе разряда 1 А тяга двигателя была равна 1,35 гс при к.п.д. 36% (без учета потерь в катоде и катушках намагничивания). Параметры М-35, вероятно, могут быть улучшены за счет дальнейшей оптимизации магнитной системы. Для повышения эффективности двигателя при токах разряда менее 1 А необходима разработка более экономичного катода-компенсатора.

Введение

Одним из современных направлений развития космической техники является миниатюризация КА. Соответственно, аппараты, для которых требуется корректировка орбит, должны быть оснащены эффективными ДУ. Перспективным для этой цели является ДУ на базе СПД. Двигатели этого типа имеют хорошие регулировочные характеристики, высокий удельный импульс и к.п.д. Мощность энергетических установок малых КА ограничена уровнем в несколько сот ватт, соответственно малой должна быть мощность ДУ и двигателя.

ОКБ "Факел" (г.Калининград, Россия) разработал ряд двигательных установок (ДУ) на базе стационарных плазменных двигателей (СПД) для космических аппаратов (КА) различного назначения^{1,2}. В них использован ряд СПД: М50, М70 и М100 (цифры обозначают наружный диаметр разрядной камеры), которые перекрывают диапазон мощностей от 0,3 до 1,5 кВт.

При заданной мощности возможны два варианта оптимизации СПД различной максимальной тяги или работа с максимально возможным удельным импульсом и к.п.д. В первом случае предпочтителен низковольтный режим с разрядным напряжением около 160 В, для которого необходим увеличенный расход плазмообразующего газа, а следовательно больший его запас. На высоковольтном режиме с напряжением разряда около 300 В заметно уменьшаются запасы рабочего тела.

Разработанный модуль М35 перекрывает диапазон мощностей от 150 до 350 Вт.

Аппаратура и методика проведения исследований

СПД М-35 имел наружный диаметр диэлектрической газоразрядной камеры (ГРК) равный 35 мм. В ее глубине был расположен анод-газораспределитель. Магнитная система содержала внутреннюю и наружную катушки намагничивания, а также внутренний и наружный магнитные полюса, которые были расположены вблизи среза ГРК. Наружный полюс мог перемещаться в осевом направлении по резьбе, что позволяло изменять конфигурацию магнитного поля в ГРК. Двигатель был укомплектован двумя плазменными катодами-компенсаторами КН-5А, расположенными с двух сторон от анодного блока. Общий вид СПД М-35 показан на рис.1.

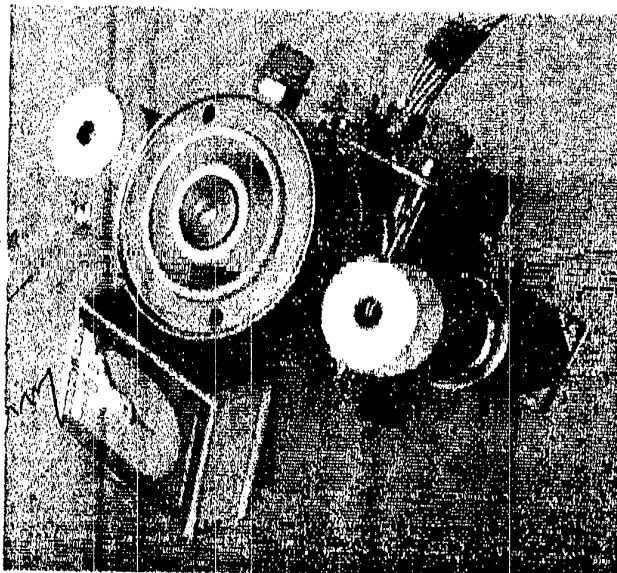


Схема электропитания двигателя изображена на рис.2, где условно показан один катод-компенсатор. Накал катода осуществлялся от источника тока Енк. Мощность накала катода была около 80 Вт, а время нагрева 160 с. Поджиг разряда в катоде происходил от регулируемого источника напряжения Еп, который также использовался для поддержания дополнительного разряда на поджигающей электрод катода-компенсатора. В цепи источника Еп был установлен ограничивающий ток реостат R1. Для инициирования разряда в двигателе напряжение Еп поднималось до 300 В, а затем понижалось. Катушки намагничивания были подключены к автономным источникам тока Екв и Еки. В цепи источника питания разряда Ер был установлен фильтр, содержащий дроссель L, резистор R2 и конденсатор C, а также балластное сопротивление R3, параллельно которому был подключен выключатель T. В источник Еп была встроена токовая защита, отключающая источник при токе разряда более 3 А.

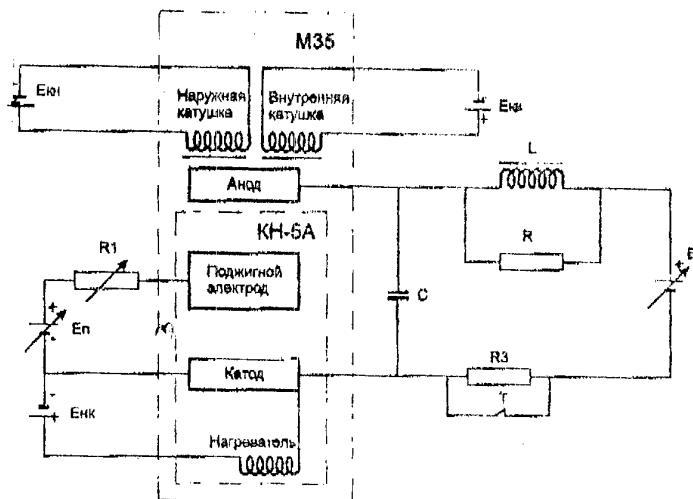


Рис. 2. Схема электропитания

В анод и один из катодов-компенсаторов разделяемо подавался, регулировался и измерялся расход ксенона.

Исследования проводились на стенде с диаметром вакуумной камеры 0,9 м и длиной рабочего отсека 2,5 м. Откачка выполнялась диффузионными паромасляными насосами с общей быстротой откачки 20.000 л/с по воздуху. При функционировании М 35 давление в вакуумной камере стенда не превышало $1,2 \cdot 10^{-4}$ мм рт. ст. в показаниях вакуумметра, проградуированного по воздуху. Стенд имел устройство для измерения тяги двигателя в диапазоне 0-5 гс. Погрешность тягомера была не более 2,5%.

Ионный ток (Ii) двигателя измерялся на коллектор большого размера, который был расположен в передней полусфере двигателя. Потенциал коллектора был ниже потенциала катода. При измерениях катод-компенсатор дополнительно подогревался.

При работе двигателя в цепи конденсатора С измерялась переменная составляющая тока разряда ($\sim I_p$).

Результаты испытаний и их обсуждение

При запуске двигателя с предварительно включенными источниками Екв и Екн, как правило, происходило зажигание разряда в цепи поджига без возникновения основного разряда в анодном блоке. Это оказалось связанным с ограничением подвижности электронов в магнитном поле, которое препятствовало их проникновению в полость ГРК и развитию там разряда. Поэтому при включении двигателя использовался алгоритм, который представлял собой упрощенную процедуру, изложенную в патенте³. Он заключался в следующем. При разомкнутом выключателе Т, поданном расходе ксенона и выключенных источниках Екв и Екн от источника Екн прогревался катод. Затем включались источники Еп и Ер. При возникновении основного разряда, ток которого был ограничен сопротивлением R3, включались источники Екв и Екн, а затем замыкался выключатель Т и выключались источники Екн и Еп. Такой способ обеспечивал высокую надежность запуска двигателя и был реализован простыми техническими средствами.

Оптимизация магнитного поля выполнялась путем изменения взаимного расположения полюсов и подбора сочетания токов в катушках, при которых ток разряда (I_p) достигал минимума. При расположении полюсов в одной плоскости ширина поясков износа стенок ГРК была больше на внутренней стенке. При смещении наружного полюса в сторону анода ширина поясков износа выравнивалась, что дает предпосылки к достаточно высокому ресурсу анодного блока.

При трех уровнях напряжения разряда (U_p) было получено несколько режимов с оптимизированными токами намагничивания. В катод подавался расход около 0,2 мг/с и он дополнительно подогревался током разряда в цепи поджига 0,5 А при $1.0 < I_p < 1.2$ А и током 0.75 А при $I_p < 1.0$ А. Результаты измерений и их обработка сведены в таблицу.

Основные параметры двигателя М-35

Таблица

Uр, В	Iр, А	Nр, Вт	Nп, Вт	F, гс	Ii, А	Ii/Iр, %	Gа, мг/с	КПДа, %	КПДм, %	Jа, с	Jм, с
160	0.87	139	15	0.93	0.54	62.07	0.97	30.8	23.1	959	795
160	1.01	162	12	1.05	0.62	61.39	1.11	29.6	23.3	946	802
160	1.31	210	0	1.34	0.79	60.31	1.33	31.0	26.9	1008	876
160	1.51	242	0	1.55	0.91	60.26	1.50	31.7	28.0	1030	909
200	0.83	166	15	1.11	0.58	69.28	0.92	38.8	29.2	1207	991
200	1.01	202	12	1.35	0.70	69.31	1.20	36.2	29.3	1125	964
200	1.28	256	0	1.57	0.81	63.28	1.32	34.9	30.3	1186	1030
200	1.50	300	0	1.92	0.99	66.00	1.52	38.8	34.3	1262	1115
300	0.84	252	15	1.40	0.54	63.69	0.90	41.7	32.2	1558	1275
300	1.17	351	12	1.97	0.75	63.68	1.18	45.2	37.4	1672	1429
300	1.51	453	0	2.59	1.03	68.21	1.46	48.6	42.8	1771	1557

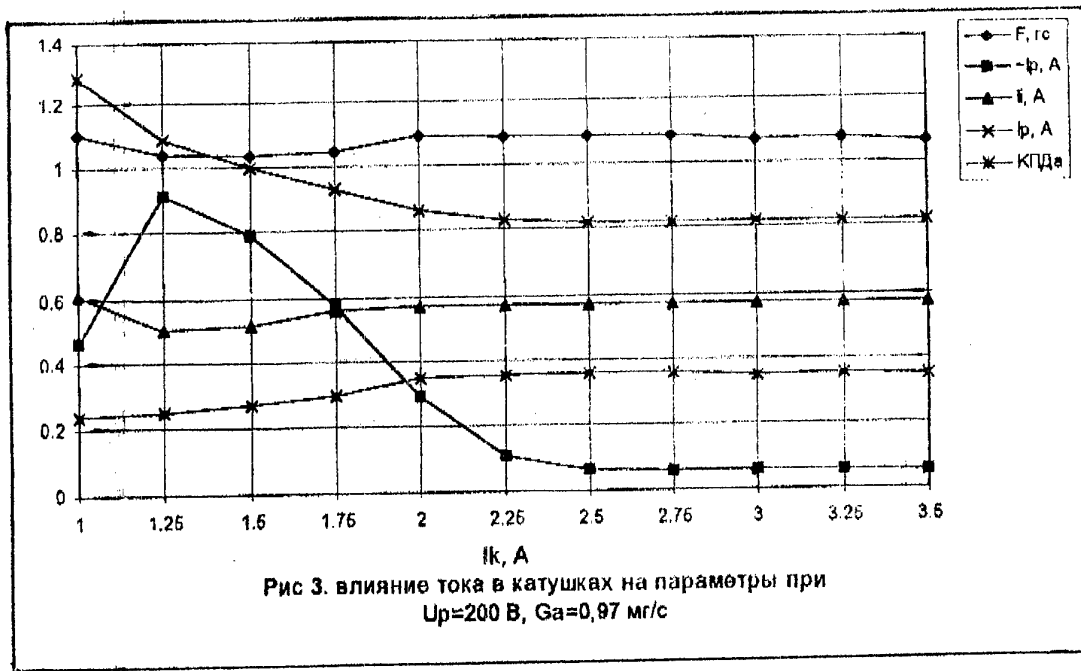
Кроме указанных выше обозначений, в таблице использованы следующие:

Nр - мощность разряда; Nп - мощность дополнительного разряда в цепи поджига; F - тяга; Gа - анодный расход; КПДа - к.п.д. без учета катодного расхода, потерь в катушках намагничивания и Nп; КПДм - к.п.д. с учетом Nп и катодного расхода, но без учета потерь катушках; Jа - удельный импульс без учета катодного расхода, а Jм - с учетом последнего.

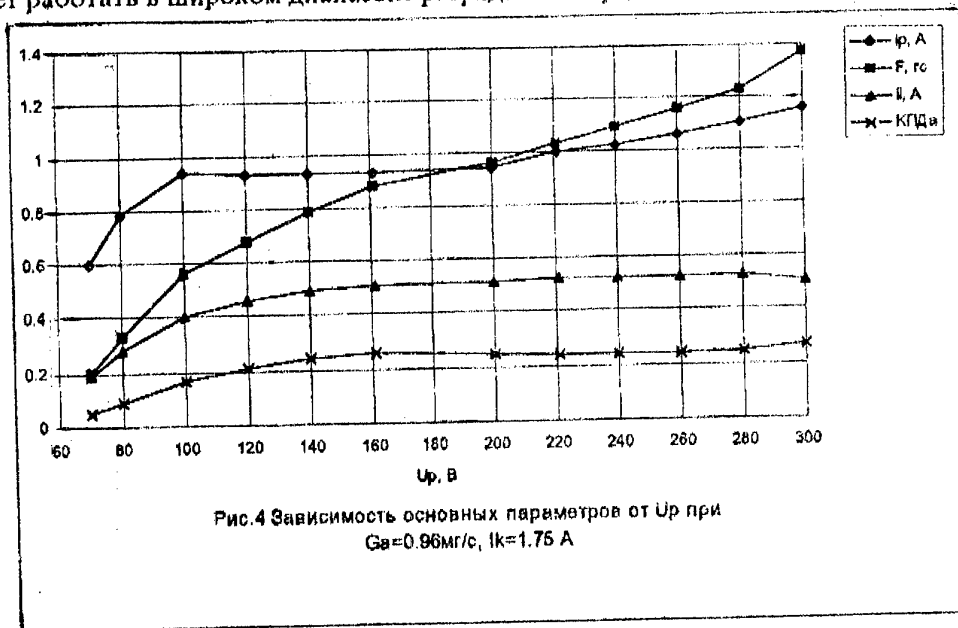
При оценке интегральных параметров потери в катушках намагничивания не учитывались, так как магнитная система М-35 требует дальнейшей оптимизации.

Из представленных данных видно, что двигатель М-35 нормально функционирует в широких диапазонах разрядных напряжений и токов. У него оказалась достаточно высокая степень ионизации ксенона и приемлемое отношение ионного тока к току разряда (Ii/Iр). Показано, что эффективность двигателя существенно ухудшается за счет параметров катода КН-5А, которому необходим расход, соизмеримый с подаваемым в анодный блок, и дополнительный подогрев при Iр < 1.2 А. Поэтому для СИД малой мощности требуется катод-компенсатор с рабочим током 0,5-1,5 А и катодным расходом не более 0,1 мг/с.

Для проверки влияния тока в катушках намагничивания на параметры был проведен эксперимент, в котором катушки были соединены последовательно. Полученные при этом зависимости Iр, Ii, F, ~Iр и КПДа от тока в катушках (Ik) показаны на рис.3. Как следует из графика, во всем диапазоне регулирования тока намагничивания ионный ток и тяга двигателя почти не изменялись. При уменьшении Ik рос ток разряда, что связано с возрастанием доли электронного тока и колебаний тока разряда (~Iр). При токе Ik более 2.5 А к.п.д. достигал максимального значения, а все указанные выше параметры стабилизировались. Однако, при таком токе намагничивания происходил перегрев катушек, поэтому на каждом оптимизированном режиме (включая приведенные в табл.) двигатель работал не более 5 минут.



При снятии вольт-амперной характеристики ток в катушках намагничивания поддерживался равным 1,75 А, что исключало их перегрев. Зависимость основных параметров от разрядного напряжения при постоянном расходе в анод ($G_a=0.96$ мг/с) показана на рис.4. Выход ионного тока на насыщение при $U_p > 140$ В свидетельствует о достаточно эффективной ионизации ксенона в разрядной камере. Некоторый рост разрядного тока при $U_p > 200$ В связан с увеличением электронного тока, который может быть уменьшен путем оптимизации магнитного поля. Из рис.4 видно, что М-35 может работать в широком диапазоне разрядных напряжений.



Заклучение

Заключение

В ходе проведенных исследований продемонстрирована работоспособность двигателя М-35 в широком диапазоне разрядных напряжений и токов с приемлемым уровнем к.п.д. Эффективность двигателя может быть повышена за счет дальнейшей оптимизации магнитной системы, а также использования более экономичного катода-компенсатора с рабочими токами 0,5-1,5 А и катодным расходом не более 0,1 мг/с.

Литература

1. Л.А. Арцимович и др. Разработка стационарного плазменного двигателя (СПД) и его испытания на ИСЗ «Метеор» // Космические исследования. Т.ХП, вып.3, 1974
2. Development and Application of Electric Propulsion Thrusters in Russia A.Bober, A. Maslennikov, M.Day, G.Popov, Yu. Rylov //ИЕРС-93-001
3. Патент Российской Федерации N2025056, H05H 1/54, F03H 1/00 от 28.07.92. (А.Н.Нестеренко и А.И.Корякин. Система электропитания ускорителя с замкнутым дрейфом электронов и протяженной зоной ускорения).

Optimizing Low Power Electric Thruster for Small Spacecraft Applications

B.Arhipov, B.Didenko, A.Koryakin, S.Kudriavtzev
N.Maslennikov, V.Murashko, A.Nesterenko, S.Olotin
FAKEL, Moskovsky pr. 181, Kaliningrad 236000, Russia
Fax: (8-0112) 461-762; Tel: (0112) 456-600

Abstract

The Stationary Plasma Thruster M35 has operated on Xe at 150...350 W during investigation test. For instance, it produced thrust of 1.35 g at 200 V discharge voltage and 1 A discharge current while demonstrating 36% efficiency (without the cathode and bias coil losses). M35 performance may be enhanced by optimizing its magnetic subsystem. An economical cathode is needed to improve the thruster efficiency at a discharge current below 1 A.

Introduction

Spacecraft downsizing is one of modern trends in space technology. That means that spacecraft which needs orbit maintenance should be provided with an efficient propulsion subsystem. SPT propulsion subsystem is a promising one for such task. Such thrusters are effectively regulated and offer high specific impulse and efficiency. Onboard power of small spacecraft is under several hundred Watts that delimits power of propulsion respectively.

FAKEL (Kaliningrad, Russia) have developed a line of propulsion subsystems (PS) using the Stationary Plasma Thrusters (SPT) for various application spacecraft (s/c). [1, 2] The SPT line: M50, M70 and M100 (figures mean the outside diameter of the discharge chamber) covers power range 0.3...1.5 kW.

At a specific power level, two SPT optimization options are possible: generation of maximal thrust or developing maximal possible specific impulse and efficiency. Low discharge voltage (160 V) mode is preferred in the first option which needs higher gas flow rate and, consequently, more storage capability. In high discharge voltage mode (300 V), less propellant is needed.

The M35 covers power range 150...350 W.

Equipment and procedures

SPT M35 has 35 mm outside diameter of the dielectric discharge chamber (DC) in which the gas distributor anode is located. The magnetic subsystem comprises inner and outer bias coils and inner and outer magnetic poles located near the DC edge. The outer pole can be moved axially on a thread changing the configuration of magnetic field in the DC. The thruster was provided with two plasma neutralizer cathodes KN-5A positioned on both sides of the anode assembly. The SPT M35 is shown in Fig. 1.

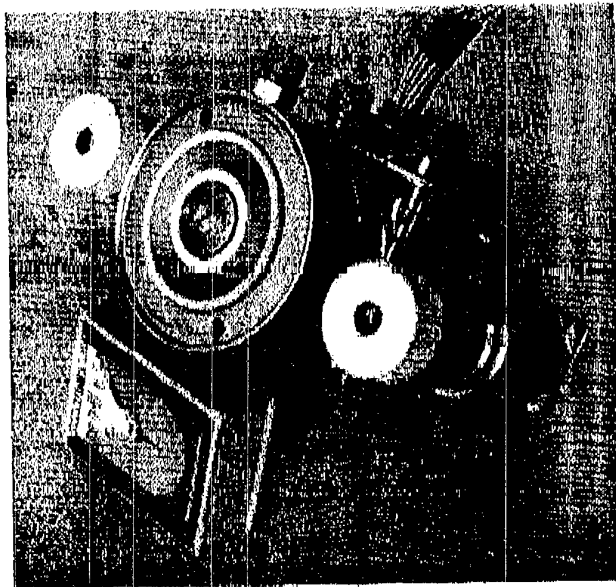


Fig.1

The thruster power schematic is pictured in Fig. 2 where single neutralizer cathode is assumed. The cathode heater was powered by the Eh power supply. The cathode heater power was about 80 W and the heating time was 160 sec. Discharge in the cathode was ignited using the regulated voltage source Ei which was used to maintain an extra discharge in the neutralizer cathode ignitor as well. Current limiting rheostat R1 was used in the Ei supply. Ei voltage was raised to 300 V level for igniting discharge in the thruster and then dropped. The bias coils were connected to the independent current sources Eim and Eom. The discharge power supply Ed comprised a filter consisting of the choke L, the resistor R2, the capacitor C and the ballast resistor R3 in parallel to which the switch T is connected. The Ei source has current protection turning the source off when the current exceeds 3 A level.

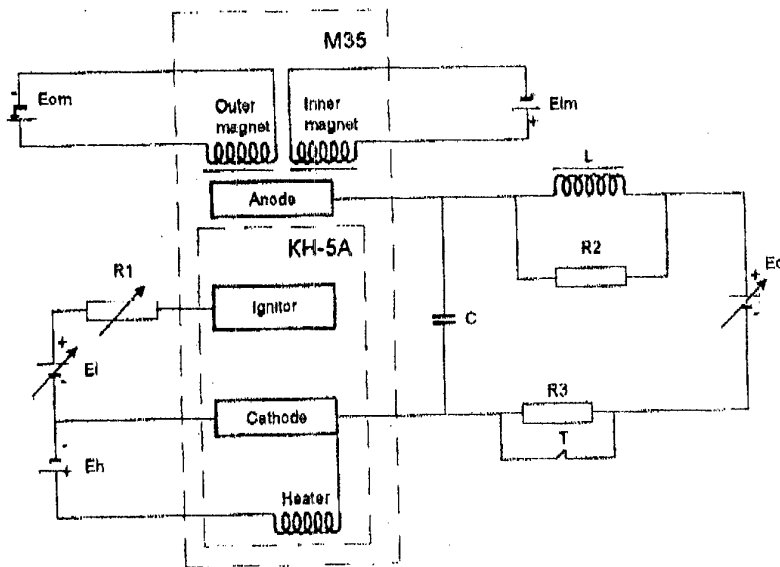


Fig.2. Electrical Schematic Diagram

Xe flow was separately opened, regulated and measured in the anode and one of the neutralizer cathodes.

The test facility comprised a vacuum tank having 0.9 m in diameter and 2.5 m in length. Diffusion oil vapor pumps provided 20'000 l/sec pumping speed (by air). While the M35 operated, pressure inside the tank stayed below $1.2 \cdot 10^{-4}$ mm Hg on the vacuummeter calibrated by air. The facility was equipped with thrust stand for measurement in range 0...5 g. Its error was no more than 2.5%.

The thruster ion current I_i was measured using a big collector located in the hemisphere in front of the thruster. The collector potential was lower than the cathode potential. The neutralizer cathode had extra heater.

Variable component of the discharge current ($\sim I_d$) was measured during the thruster operation in the C capacitor loop.

Test result discussion

As a rule, during the thruster startup with the supplies E_{im} and E_{om} turned on beforehand, discharge in the ignitor loop ignited with no discharge in the anode assembly. That was connected with limited electron motion in the magnetic field which prevented them from entering the DC and developing the discharge there. Hence, a simplified procedure provided in the Patent [3] was utilized for the thruster startup. It consisted of the following. With the switch T open, Xe flow open and the power supplies E_{im} and E_{om} turned on, the power supply E_h was used to heat up the cathode. Then, the power supplies E_i and E_d were turned on. When the main discharge ignited with the current limited by the R3 the supplies E_{im} and E_{om} turned on, the switch T closed and the supplies E_h and E_i turned off. Such method provided a reliable startup using simple technical means.

Magnetic field was optimized by varying the poles' position in respect of each other and selecting the coil current level at which the discharge current (I_d) was minimal. With the poles located in the same plane, the wear traces on the DC walls were wider on the inside wall. With the outer pole moved towards the anode the trace width was distributed more evenly promising higher life of the anode assembly.

Several modes with optimized bias current were found at three levels of the discharge voltage (U_d). Propellant was fed into the cathode at a rate of 0.2 mg/sec; in addition, the cathode was heated by the discharge current, flowing through the ignitor loop, of 0.5 A at $1.0 < I_d < 1.2$ A

Table 1. The principal parameters of the thruster M35

U_d, V	I_d, A	N_d, W	N_i, W	F, g	I_i, A	$I/I_d, \%$	$G_a, mg/sec$	EFFIC-CYA, %	EFFIC-CYM, %	J_a, sec	J_m, sec
160	0.87	139	15	0.93	0.54	62.07	0.97	30.8	23.1	959	795
160	1.01	162	12	1.05	0.62	61.39	1.11	29.6	23.3	946	802
160	1.31	210	0	1.34	0.79	60.31	1.33	31.0	26.9	1008	876
160	1.51	242	0	1.55	0.91	60.26	1.50	31.7	28.0	1030	909
200	0.83	166	15	1.11	0.58	69.28	0.92	38.8	29.2	1207	991
200	1.01	202	12	1.35	0.70	69.31	1.20	36.2	29.3	1125	964
200	1.28	256	0	1.57	0.81	63.28	1.32	34.9	30.3	1186	1030
200	1.50	300	0	1.92	0.99	66.00	1.52	38.08	34.3	1262	1115
300	0.84	252	15	1.40	0.54	63.69	0.90	41.7	32.2	1558	1275
300	1.17	351	12	1.97	0.85	63.68	1.18	45.2	37.4	1672	1429
300	1.51	450	0	2.59	1.03	68.21	1.46	48.6	42.8	1771	1557

or 0.75 A at $I_d < 1.0$ A. The measured values are summarized in the Table 1.

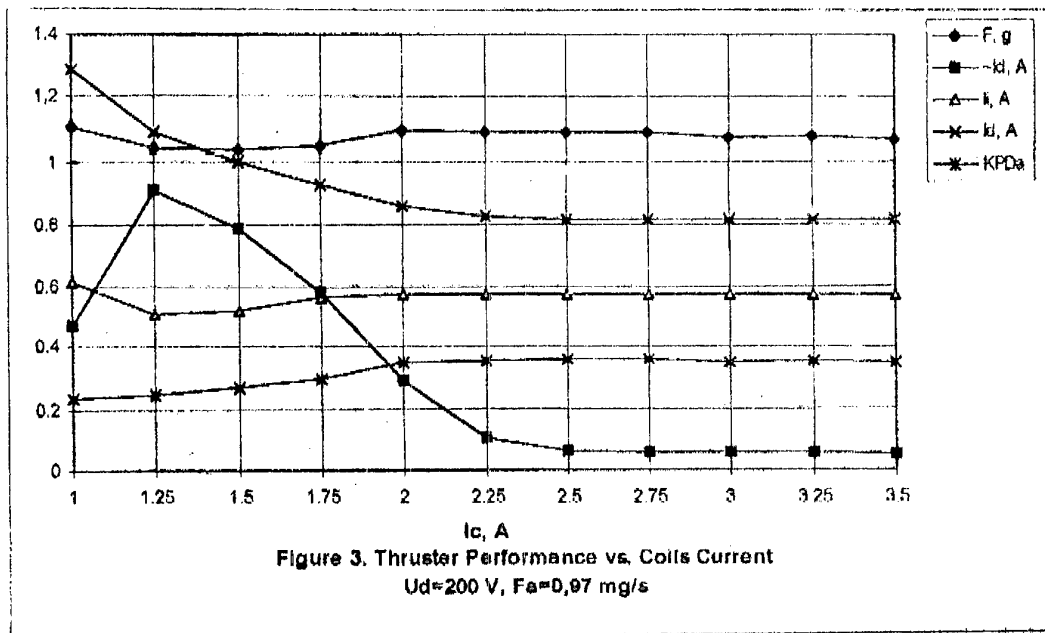
Besides the abbreviations used above, the following are used in the Table 1:

N_d – discharge power; N_i – power of an extra discharge in the ignitor loop; F – thrust; G_a – anode flow rate; $E_{\text{eff-cya}}$ – efficiency without cathode flow rate, N_i and bias coil losses; $E_{\text{eff-cym}}$ – efficiency with N_i and cathode flow rate yet without bias coil losses; J_a and J_m – specific impulse without or with cathode flow rate, respectively.

The bias coil losses were not taken into account evaluating the overall performance as the magnetic subsystem of the M35 needs further optimization.

The data presented indicate that the M35 operates normally over a wide range of the discharge current and voltage. It has a high degree of Xe ionization and an acceptable ion current to discharge current ratio (I_i/I_d). It was demonstrated that the thruster effectiveness is severely affected by the cathode KN-5A which requires a flow rate comparable to that of the anode and an extra heating at $I_d < 1.2$ A. The low power SPT will need a neutralizer cathode with the operation current 0.5...1.5 A and flow rate no more than 0.1 mg/sec.

To estimate effect of the bias current on performance experiment was done with coils connected in series. Curves I_d , I_i , F , $-I_d$ and $E_{\text{eff-cya}}$ vs. coil current (I_c) are shown in Fig. 3. The chart indicates that the ion current and the thrust remained unchanged over the entire bias current regulation range. The discharge current increased with decreasing I_k that is connected with more electron current share and the discharge current oscillation ($-I_d$). At the current I_k over 2.5 A, the efficiency reached its maximum and all above parameters stabilized. However, coils overheated at such bias current level, so the thruster had never operated more than 5 min in each optimized mode (including those mentioned in the Table 1).



While taking the volt-ampere curve, the bias current was maintained at a level of 1.75 A that prevented from overheating the coils. The principal parameters vs. the discharge voltage

curve at the constant anode flow rate ($G_a=0.96$ mg/sec) is shown in Fig. 4. The ion current was saturated at $U_d>140$ V, that demonstrates an effective ionization in the discharge chamber. Some discharge current ramp-up at $U_d>200$ V occurred due to more electron current which can be diminished by optimizing the magnetic field. Fig. 4 indicates that the M35 can operate over a wide range of discharge voltage.

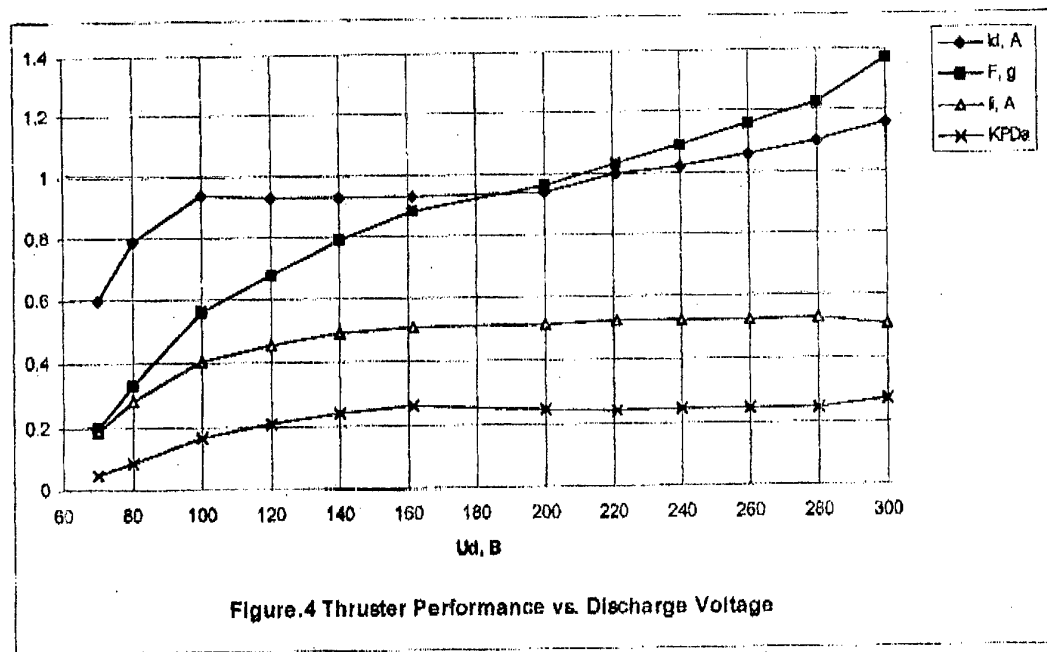


Figure.4 Thruster Performance vs. Discharge Voltage

Conclusion

The study has demonstrated the operation of the thruster M35 over a wide range of discharge voltage and current at an acceptable efficiency level. The thruster effectiveness can be improved by further optimizing the magnetic subsystem and using more economical neutralizer cathode with operation current 0.5 - 1.5 A and flow rate no more than 0.1 mg/sec.

References

1. Л.А.Арцимович и др. Разработка стационарного плазменного двигателя (СПД) и его испытания на ИСЗ "Метеор" // Космические исследования. Т. XII, вып. 3, 1974.
2. Development and Application of Electric Propulsion Thrusters in Russia. A.Bober, N.Maslennikov, M.Day, G.Popov, Yu.Rylov // #IBPC-93-001
3. Патент Российской Федерации №20250506, H05H 1/54, F03H 1/00 от 28.07.92 (А.Н.Нестеренко и А.И.Корякин. Система электропитания ускорителя с замкнутым дрейфом электронов и протяженной зоной ускорения).

The NASA SBIR Micro Gas Rheostat Program for Xenon Flow Control

Author: Charles Mulford, Co-Author: Rich Kelly
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 Micro Gas Rheostat (MGR) under the NASA Small Business Innovative Research (SBIR) Program. The SBIR topic requested advancements in propulsion technology.

MSCI investigated, designed and produced a miniature Xenon Flow Control device, MGR, which utilizes MEMS micromachining technology, and a low power electronics to drive the devices. MSCI designed built and tested the MGR performance which throttles Xenon Flow to 3:1 turndown.

The results and test data collected during Phase 2 of the SBIR program is presented which demonstrates the desired performance. MSCI provides verification of operation over the pressure and temperature range.

Исследования по снижению уровня загрязняющих выбросов ЖРДМТ и разработке электродуговых двигателей малой мощности"

С. Павлов, Ю. Иванов, А. Клименко, А. Кочанов, Г. Савельев, М. Сафронов
Центр Келдыша
125438 г. Москва, ул. Онежская, 8
Факс: (095) 456 8228

Реферат

Представлены результаты исследований по снижению уровня загрязняющих выбросов двухкомпонентных ЖРДМТ, в том числе входящих в состав двигательных установок долговременных орбитальных станций, и результаты работ по созданию электродуговых двигателей малой мощности.

Приведен анализ результатов экспериментальных исследований экологических характеристик различных ЖРДМТ, предусматривающих определение количества выбросов конденсированной фазы из сопла двигателя при импульсной работе на топливах азотный тетроксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ), АТ и гидразин и определены некоторые мероприятия, которые могут способствовать снижению уровня загрязняющих выбросов.

Представлены результаты комплекса исследований по созданию электродугового двигателя (ЭДД) мощностью около 1 кВт на гидразине. Определены области рационального применения таких двигателей, разработаны конструктивные решения основных элементов и узлов ЭДД. Приведены экспериментально определенные основные характеристики образцов ЭДД и дана оценка достижимого уровня характеристик таких двигателей.

Экспериментальные исследования по снижению уровня загрязняющих выбросов двухкомпонентных ЖРДМТ.

Увеличение сроков активного существования космических аппаратов (КА) и разработка международных космических станций (МКС) выявили проблему загрязнения элементов поверхности КА и МКС продуктами сгорания двигателей управления.

В связи с этим в Центре Келдыша выполнен значительный объем экспериментальных исследований, целью которых являлось определение количественных характеристик выбросов загрязняющих веществ, установления влияния различных факторов на экологические характеристики ЖРДМТ и поиск мероприятий по уменьшению этих выбросов. Всего с этой целью на стендах Центра Келдыша проведено около 100 испытаний серийных ЖРДМТ разработки КБхиммаш и НИИмаш и экспериментальных двигателей разработки Центра Келдыша.

Эти исследования дают основания предполагать, что мероприятиями, которые могут способствовать снижению уровня загрязняющих выбросов ЖРДМТ, являются:

1. Повышение полноты сгорания топлива, в том числе за счет:
 - внедрения камер сгорания из жаропрочных материалов;
 - совершенствования схем смесеобразования.

2. Повышение динамических характеристик ЖРДМТ и соответствующее сокращение времени переходных процессов.
3. Оптимизация последовательности срабатывания топливных клапанов двухкомпонентных ЖРДМТ.
4. Замена штатного горючего НДМГ на топлива с меньшим содержанием углерода (монометилгидразин, гидразин).
5. Переход на экологически чистые топлива (кислород-водород, кислород-метан и др.).

Наиболее приемлемыми из вышеперечисленных способами управления этими процессами, которые не связаны с какими-либо существенными конструктивными изменениями двигателя, являются сокращение продолжительности протекания переходных процессов путем повышения динамики открытия и закрытия клапанов и оптимизация последовательности открытия и закрытия клапанов окислителя и горючего при включении и выключении двигателей для улучшения условий сгорания топлива.

Улучшение динамики клапанов может быть достигнуто, например, внедрением ускоряющих электрических схем включения клапанов с подачей повышенного напряжения при включении двигателя с последующим переходом на номинальное напряжение, обеспечивающее удержание клапана в открытом состоянии до подачи команды на выключение.

Второй способ может быть реализован путем подачи электрических команд от системы управления на клапаны двигателя с необходимым рассогласованием, обеспечивающим наилучшие экологические характеристики.

Задачей данных исследований являлась экспериментальная проверка эффективности некоторых из этих мероприятий, в частности рассогласования срабатывания клапанов окислителя и горючего при включении и выключении ЖРДМТ и замены горючего НДМГ на гидразин.

Испытания проводились на пяти вариантах двигателей, три из которых являлись серийными (номинальной тягой 25, 100 и 129 Н) и два экспериментальными (номинальной тягой 10 и 10 Н).

Используемые топливные композиции - топлива на основе азотного тетроксид (АТ) с горючими НДМГ и гидразин.

Методика определения экологических характеристик выхлопа ЖРДМТ заключалась в непосредственном измерении массы конденсированной фазы от выхлопных газов двигателя, которая накапливалась в специальных пробоотборниках и которая в достаточной степени характеризует уровень загрязненности выхлопного факела.

Двигатель располагался в барокамере вертикально соплом вниз. Специальный пробоотборник, представляющий собой конус из нержавеющей фольги, с диаметром основания 80 или 120 мм (рис.1), был помещен в специальную державку, обеспечивающую жесткое закрепление и быстрый съем пробоотборника. Державка закреплялась соосно двигателю на расстоянии 120...150 мм от среза сопла.

Испытания проводились при начальном давлении перед первым включением двигателя около 10 Торр. Для набора достаточного количества конденсированной фазы в пробоотборнике на одном испытании проводилось от одного до десяти включений двигателя продолжительностью 40...50 мс с паузой между включениями от 50 до 100 с.

Как показал анализ результатов первых испытаний, основное влияние на количество выбросов оказывают переходные процессы выхода двигателя на режим и останова, когда процессы сгорания топлива протекают при неблагоприятных соотношениях компонентов топлива, поэтому в составе выхлопа содержится

значительное количество высокомолекулярных продуктов неполного сгорания топлива.

Результатом испытаний ЖРДМТ являлась зависимость величины массы осажденной конденсированной фазы из выхлопного факела двигателя от времени опережения открытия клапанов окислителя и горючего на запуске и запаздывания их закрытия на останове двигателя. По этим данным определялся оптимальный режим включения и выключения клапанов, обеспечивающий минимальную величину массы конденсированной фазы в выхлопном факеле двигателя.

Результаты проведенных в этом направлении исследований указывают на наличие влияния одновременности открытия и закрытия клапанов на уровень выбросов конденсированной фазы, при этом в некоторых случаях достигалось стабильное 1.5...2.0-кратное снижение этого показателя. Наиболее грязный выхлоп наблюдается при работе двигателей с избытком горючего при запуске и, особенно, останове двигателей, когда имеет место опережение включения клапана горючего при включении и задержка закрытия этого клапана при останове двигателей. Вместе с тем, иногда не удавалось получить достаточно явного результата. Это обстоятельство свидетельствует о необходимости более глубокого анализа конструктивных особенностей и, связанных с ними, рабочих процессов в двигателях для понимания этого явления.

Существенный эффект отмечается при использовании гидразина вместо НДМГ. Сравнение результатов испытаний одного из двигателей на топливах АТ и НДМГ, АТ и гидразин показало преимущество применения гидразина в исследованном диапазоне изменения коэффициента избытка окислителя 0.5...0.7, при этом уровень загрязняющих выбросов уменьшился в 2.5...4.5 раза.

Полученные результаты испытаний носят предварительный характер и будут уточняться.

Результаты проведенных исследований являются первым шагом к созданию методов сертификации ЖРДМТ по экологическим параметрам.

Исследования по созданию электродуговых двигателей малой мощности.

Последнее время в Центре Келдыша большое внимание уделяется вопросам разработки и исследований ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) новых типов, а также решению проблем, связанных с длительной эксплуатацией РДМТ в натуральных условиях.

Одним из направлений работ в настоящее время являются исследования в обеспечение создания электродугового двигателя (ЭДД) малой мощности на аммиаке или гидразине. Эти работы включают в себя, в первую очередь, разработку и испытания экспериментальных образцов двигателей, а также исследования возможности применения ЭДД в системах управления КА.

ЭДД принято относить к классу электрореактивных двигателей, хотя при работе ЭДД на гидразине используется не только бортовая электроэнергия, но и химическая энергия разложения гидразина. По уровню основных энергетических характеристик ЭДД занимает промежуточное положение между термокаталитическими и электронагревными двигателями, с одной стороны, и стационарными плазменными и ионными двигателями, с другой стороны.

Рабочее тело в ЭДД нагревается электрической дугой, горящей между катодом и анодом и ускоряется в сверхзвуковом сопле. За счет нагрева рабочего тела в дуге до среднемассовых температур 3000...5000 К и выше можно достичь высоких скоростей истечения и, соответственно, высоких значений удельного импульса.

При работе на гидразине или на аммиаке ЭДД способны обеспечить удельный импульс 4000...6000 м/с, при использовании водорода - 10000...20000 м/с. Реализуемый ЭДД уровень тяги определяется, в первую очередь, величиной подведенной электроэнергии, и может составлять от нескольких грамм до нескольких десятков грамм при цене тяги 3...10 кВт/Н. Тяговый КПД, характеризующий эффективность преобразования электрической энергии в кинетическую энергию создающего тяговое усилие газового потока составляет для ЭДД малой мощности, как правило, 25...35 %.

Такой уровень параметров способен дать выигрыш в сравнении с другими типами двигателей в задачах поддержания КА на орбите, изменения орбиты и маневрирования.

Наиболее перспективной задачей в этом направлении является создание гидразинового ЭДД постоянного тока мощностью около 1 кВт. Такой уровень мощности выбран из условия соответствия располагаемой мощности многих КА, тяга ЭДД при этом составляет 0,1...0,15 Н. Выбор гидразина в качестве рабочего тела обусловлен его широким применением в ДУ различных КА, а также его "универсальностью", позволяющей создавать комбинированные ДУ с гидразиновыми двигателями различных типов.

Принципиальная схема двигателя представлена на рис.2. Источник питания дуги формирует вольт-амперную характеристику, необходимую для стабильной работы двигателя. При включении двигателя на электроды подается импульсное напряжение в несколько киловольт для инициирования дугового разряда. Для подачи на вход в электроразрядную камеру (ЭРК) "горячих" продуктов разложения гидразина служит узел термokatалитического разложения. Основными элементами ЭРК являются катод, анод-сопло, узел подачи рабочего тела в межэлектродное пространство, изоляторы и уплотнительные элементы.

В результате исследований различных схем ЭРК создан демонстрационный образец двигателя и экспериментально определены его основные характеристики. В процессе исследований были решены следующие проблемы:

- обеспечено надежное зажигание дугового разряда при запуске и его стабильное горение на стационарном режиме работы;
- проведена оптимизация геометрии межэлектродного пространства и профиля сопла, что обеспечило работу ЭРК в режиме с высоким удельным импульсом и минимальной эрозией электродов;
- выбраны конструкционные материалы для электродов, изоляторов и уплотнительных элементов, изготовлены соответствующие узлы, экспериментально подтверждена их работоспособность в условиях высоких рабочих температур.

На разработанном образце ЭДД получены следующие характеристики:

потребляемая мощность	0.8...1.5 кВт;
тяга	0.1...0.26 Н;
удельный импульс тяги	3500...4700 м/с;
тяговый КПД	28...32%;
цена тяги	5.8...8.0 кВт/Н.

В процессе проводимых в настоящее время ресурсных испытаний достигнута наработка двигателя более 20 часов.

Величина удельного импульса тяги ЭДД существенно зависит от удельной мощности, т.е. от мощности, приходящейся на единицу расхода рабочего тела. С увеличением удельной мощности удельный импульс растет, однако, увеличивается и тепловая нагрузка на конструкцию ЭРК. При экспериментальных исследованиях характеристики ЭДД определялись в широком диапазоне удельных мощностей. Зависимости удельного импульса и тягового КПД, полученные при испытаниях экспериментального образца ЭДД на аммиаке представлены на рис. 3 и 4.

В процессе проведения исследований выявлялись и уточнялись области рационального применения этих двигателей. Эта задача решалась традиционным методом сравнения массовых затрат на выполнение различных функций управления КА при использовании двигателей различных типов. Критерием сравнения являлась сумма массы двигательной установки и увеличения массы энергоустановки КА, связанного с применением рассматриваемых типов двигателей малой тяги. В настоящее время определены следующие основные области рационального применения ЭДД:

1. Оперативное приведение, поддержание и оперативное изменение точки стояния геостационарных КА массой до 3000 кг и сроком активного существования 10...15 лет.
2. Довыведение средне- и низкоорбитальных малоразмерных КА с опорной орбиты (200...300 км) на рабочую (700...1500 км) за ограниченное время (18...60 суток), поддержание рабочей орбиты и структуры орбитальной группировки КА.
3. Оперативный увод с орбиты неисправных КА.

Кроме того, дополнительный эффект от применения ЭДД может быть достигнут при использовании их в составе комбинированных ДУ, в которых имеются двигатели ориентации и стабилизации на гидразине.

Таким образом, результаты выполненных к настоящему моменту исследований свидетельствуют о целесообразности проведения дальнейших работ по созданию ЭДД и последующему их практическому применению.

Research in Lowering the Level of LTLRE Exhaust Contamination and Development of Low-Thrust Arcjets

S. Pavlov, Yu. Ivanov, A. Klimenko, A. Kochanov, G. Savelev, M. Safronov
Keldysh Resesarch Center
125438 Moscow, Onezhskaya, 8
Fax: (095)456-8228

Abstract

The paper deals with the results of researches in lowering the level of exhaust contamination of bipropellant low-thrust liquid rocket engines (LTLRE), including the ones incorporated in propulsion systems of long-term orbital stations, as well as researches in creation of arcjets with a low thrust.

Presented are the results of experimental researches of ecological characteristics of various LTLREs with the use of the technique determining a quantity of condensed phase exhausts out of the thruster nozzle by the pulsed operation. Testing was carried out on nitrogen tetroxide (NTO) and unsymmetric dimethyl hydrazine (UDMH), hydrazine and NTO.

The analysis of research results has allowed determining some measures that could favour the lowering of the level of exhaust contamination. The complex of researches in development of the arcjet (AJ) with a power of about 1 kW on hydrazine is performed. In the process of researches the regions of the reasonable use of such engines have been determined, the designs of AJ major members and assemblies have been developed, key characteristics of AJ prototypes have been experimentally determined and presented, the accessible level of performance of such engines has been evaluated.

Experimental researches in lowering the level of LTLRE exhaust contamination of bipropellant LTLRE

Increase of the on-orbit lifetimes for the spacecraft (SC) and development of international space stations (ISS) have revealed the problem of contamination of SC and ISS surface elements with combustion products of control thrusters.

In this connection KeRC has fulfilled a great deal of experimental researches aimed at the determination of qualitative characteristics of exhaust contamination, ascertainment of the action of various factors on LTLRE ecological characteristics and search for measures for decrease of these exhausts. About 100 tests in all were conducted on KeRC test facilities for serial LTLREs that are developed by the Design Bureau of Chemical Machine Building and Research Institute of Machine Building, as well as for Experimental engines of KeRC design.

These Researches on LTLRE allow one to infer that there is a need to use the following measures for the purpose of lowering LTLRE exhaust contamination:

1. Increase in the fuel combustion completeness at the expense of:
 - introducing combustion chamber out of high-temperature materials;
 - perfection of schemes of mixture formation.

2. Increase in LTLRE dynamic characteristics and the pertinent shortening of the transient response.

3. Optimization of the sequence of operation of fuel valves of bipropellant LTLREs.

4. The substitution of fuels (monomethylhydrazine, hydrazine) with a lesser carbon content for the standard fuel.

5. The changing to ecologically friendly fuels (oxygen-hydrogen, oxygen-methane etc.).

The shortening of a duration of the transient response at the expense of opening and closing the valves and the optimization of the sequence of opening and closing valves for oxidant and fuel by start and stop of the engine for improvement of fuel combustion conditions are the most acceptable control methods for these processes among the above mentioned, which do not involve any design modifications of the engine. The improvement of the valves dynamics may be achieved, for example, due to introducing the accelerating circuit diagrams for the valves opening with applying an increased voltage by the engine starting with the following going to a nominal voltage, providing the valve holding in an open state up to the issue of a command to the stop.

The second method can be implemented by way of issuing commands from the control system to engine valves with a required error signal providing the best ecological characteristics.

The purpose of these researches was the experimental verification of efficiency of some of these measures, in particular, the error signal for operation of fuel and oxidant valves by start and stop of the LTLRE and substitution of hydrazine for the UDMH.

The testing was carried out with the 5 versions of thrusters three of which were serial (nominal thrust - 25, 100, 129 N) and two - experimental (nominal thrust - 10, 100 N).

Fuel compositions used - propellant based on nitrogen tetroxide (NTO) with fuels UDMH and hydrazine.

The technique for determination of LTLRE exhaust ecological characteristics consisted in the direct measurement of a mass of a condensed phase from engine exhaust gases, which was accumulated in special samplers and which characterizes, to a sufficient degree, the level of exhaust flame contamination.

The engine was arranged in the vacuum chamber in upright position nozzle downwards. For collecting the condensed phase the special sampler was used in the engine exhaust flame, which is a cone with a base diameter as high as 80 or 120 mm (Fig. 1), manufactured out of non-corrosive foil, located in the special holder providing the stiff attaching and the quick removal. The holder was attached in line with the engine at 120 to 150 mm from the nozzle exit section.

The tests were conducted at an initial pressure as high as approximately 10 Torr prior to the first starting of the engine. For collection of a sufficient quantity of the condensed phase in the sampler in the one test, 1 to 10 actuations of the engine with a duration 40 to 50 ms with a spacing interval between actuations from 50 to 100 s were realized.

As the analysis of results of first tests has revealed, the principal influence on the quantity of exhausts is exerted by transient processes while the thruster is reaching the mode and that of its stop, when fuel combustion processes are following at

unfavorable mixture ratios, therefore the exhaust composition includes a great deal of high-molecular products of incomplete fuel combustion.

The dependence of the condensed phase mass precipitated from the thruster exhaust flame on the time of valve-opening lead for one of valves (fuel or oxidizer) during a starting and valve-closing lag during a stop of the engine became a results of LTLRE tests.

The results of researches conducted in this line reveal the availability of the influence of a time difference of valves opening and closing on the level on condensed phase exhausts, in doing so, in some cases a stable reduction of this indicator by a factor of 1.5 to 2 was reached. The most dirty exhaust is observed while the thruster is operating with the fuel excess by a starting and, especially, by a stop of thrusters, when a valve-opening lead of the fuel valve by a starting and a valve-closing lag of this valve by a stop take place. At the same time, sometimes a rather obvious result could not be gained. This circumstance testifies that a deeper analysis of structural features and appropriate working processes in engines is required to gain an insight into this phenomenon.

A significant effect is observed when using hydrazine instead of UDMH. The comparison of test results for one of thrusters on propellants NTO-UDMH and NTO - hydrazine has revealed the advantage of the use of hydrazine in the researched range of variations of the oxidizer-to-fuel ratio 0.5 to 0.7, thereat, the level of reduction of exhaust contamination decreased by a factor 2.5 to 4.5. The test results obtained are of preliminary character and will be defined more exactly.

The results of tests carried out are the first stage for development of LTLRE certification methods by ecological parameters.

Researches in development of low-thrust arcjets

Recently Keldysh Research Center focuses its attention on problems of development and researches of low-thrust propulsion (LTP) of new types, as well as on problems dealing with a long-term operation of LTP under natural conditions.

At present the researches in development of low-thrust arcjets (AJ) on ammonia or hydrazine is one of lines of works.

These works include first of all the development and tests of experimental prototypes of thrusters, as well research in a possibility to use the AJ in the spacecraft control systems. The AJ is considered as falling in the category of electrojet engines, although by operation of the AJ on hydrazine not only the on-board electric power is used, but also the chemical energy of hydrazine decomposition. AJ takes an intermediate place between thermocatalytic and resisto jets, on the one hand, and stationary plasma and ion thrusters, on the other. The propellant in AJ is heated by an electric arc burning between the cathode and anode and accelerated in the supersonic nozzle. At the expense of propellant heating in an arc up to mass average temperatures of 3000 to 5000 K and higher one can reach high exhaust velocities and, respectively, high values of the specific impulse.

By operating on hydrazine or ammonia the AJ has the ability to provide the specific impulse as high as 4000 to 6000 m/s, by using hydrogen - 10,000 to 20,000 m/s. The thrust level realized by AJ is defined firstly by the quantity of electric power supplied and may comprise a few grams to a few tens of grams at a thrust cost 3 to 10 kW/N. The thrust efficiency characterizing the efficiency of

conversion of electric power to kinetic energy of the gas flow producing a thrust may amount to 25...35 % for the low-thrust AJ.

Such a level of parameters can give a gain as compared with other types of thrusters in missions of maintenance of the spacecraft on orbit, changing the orbit and manoeuvring.

The most promising problem in this line is the development of the d.c. hydrazine AJ with a power of about 1 kW. Such a level of power has been chosen from the condition of the compliance with a disposable power of many spacecraft, thereat an AJ thrust comprises from 0.1 to 0.15 N. Selection of hydrazine as a propellant is defined by its wide application in propulsion systems of various spacecraft, as well as by its "universal" properties allowing making combined propulsion systems with hydrazine thrusters of various types.

The principal configuration of the thruster is presented in Fig. 2. The power supply source of the arc forms the volt-ampere characteristic necessary for stable operation of the thruster. When the thruster is turned on, a pulsed voltage of some kilovolts is applied to electrodes for initiation of an arc discharge. The thermocatalytic decomposition assembly serves for the supply of "hot" decomposition products to the discharge chamber inlet. The main parts of the discharge chamber (DC) are the cathode, the anode-nozzle, the assembly of propellant supply to the interelectrode space, insulators and seals.

By results of research of various DC configurations the demonstration prototype of the thruster was made, and its performance was experimentally determined. In the process of the research the following problems were solved:

- the reliable ignition of the arc discharge by the startup and its stable combustion in the stationary mode of operation were provided;
- the optimization of configuration of the interelectrode space and nozzle contour that provided the operation of DC in the mode with a high specific impulse and the minimum electrodes erosion has been performed;
- structural materials have been selected for electrodes, insulators and seals, appropriate assemblies have been manufactured, their serviceability in high operating conditions has been experimentally verified.

For the AJ prototype developed, the following characteristics are acquired:

power consumption.....	0.8...1.5 kW
thrust	0.1...0,26 N
specific impulse	3500...4700 m/s
thrust efficiency.....	28...32 %
thrust cost.....	5.8...8.0 kw/N.

In the process of life tests now being conducted the operating time of the thruster more than 20 hours has been achieved.

The value of the AJ specific impulse is substantially dependent on a specific power, i.e. on a power per an unit propellant flow. With the increase of specific power the specific impulse grows, however, the heat demand of DC structure increases too.

In the experimental research the DC characteristics were determined in the wide range of specific powers. Relations for specific impulse and thrust efficiency, obtained by tests of the AJ experimental prototype on ammonia, are shown in Figs. 3 and 4.

In the process of performing the tests the regions of reasonable application of these thrusters were being revealed and defined more exactly. This problem was being solved by the traditional method consisting in the comparison of mass expenditures

for fulfilment of various functions of SC control when using thrusters of various types. The comparison criterion was a sum of the propulsion system mass and a rise in a SC power system mass caused by application of low-thrust jets in hand. At present the following main regions of the reasonable use of AJs have been determined:

1. Operative insertion, maintenance and operative change of the station-keeping of the geostationary spacecraft with a mass up to 3000 kg and the on-orbit life-time of 10 to 15 years.

2. The orbit raising of the middle-and low-orbit small-size spacecraft from the reference orbit (200...300 km) to the operating one (700...1500 km) during a restricted time (less than 18...60 days), maintenance of the operating orbit and the structure of SC orbital constellation.

3. Operative de-orbiting of the faulty spacecraft.

Besides, an additional effect due to the AJ use may be achieved by the use thereof as an integral part of combined propulsion systems, in which there are thrusters on hydrazine for orientation and stabilization.

In such a manner, the results of research that is fulfilled to date are indicative of advisability of performing the next works on AJ development and their practical application.

Технический облик ЭРД для малых КА

Числов Г.О., Гаркуша В.И., Семенкин А.В., Твердохлебов С.О.

ЦНИИМаш
141070, г. Королев Московской области,
ул. Пионерская, д.4
Тел. 513-54-20

Важной тенденцией на современном этапе развития космической техники является все расширяющееся использование малых КА, использование которых дает возможность снизить стоимость выполнения целого ряда практически важных задач. Такими задачами, например, могут быть - глобальный мониторинг Земли, глобальная мобильная связь. Использование ЭРД для решения таких задач позволяет существенно повысить эффективность их выполнения, либо увеличить срок службы КА.

Электрореактивные двигатели с анодным слоем (ДАС), разрабатываемые в ЦНИИМаш, имеют улучшенные энергомассовые характеристики, широкий диапазон регулирования параметров и достаточно высокий прогнозируемый ресурс. Улучшение параметров достигается за счет более совершенной организации рабочего процесса в двигателе и применением наиболее прогрессивных конструкторских и технологических решений. ДАС позволяют реализовать уровень удельного импульса 1500-2500 сек, необходимый для осуществления транспортных операций вблизи Земли.

При анализе проектного облика ЭРДУ для малых КА необходимо учитывать ограничения по допустимому уровню мощности, отводимой на функционирование ДУ, а, следовательно, и самого двигателя.

В докладе обсуждается технический облик ЭРДУ малого КА "Модуль-М", запускаемого с борта ОПС МИР и электроракетного двигателя, разработанного в ЦНИИМаш, для выполнения транспортной задачи КА.

Перспективы применения ионных и холловских двигателей малой мощности в составе маломассогабаритных КА нового поколения

В.Акимов, А.Гафаров, О.Горшков, И.Оглоблина
Исследовательский Центр им. М.В.Келдыша
125428, г.Москва, Онежская ул., 8/10
Факс : (095) 456-82-28

Реферат

Резкое расширение работ в мире в последнее время по созданию и использованию малых космических аппаратов с массой десятки и сотни килограммов выявило потребность в электрических двигателях с низким уровнем энергопотребления - менее 500 Вт. Наибольшей эффективностью в данном диапазоне мощности обладают ионные и холловские двигатели, позволяющие получать максимально-возможные скорости истечения рабочего тела в сочетании со сравнительно высокими значениями КПД. Эти двигатели могут успешно применяться для решения одинаковых задач в космосе, а предпочтение тому или иному типу двигателя может быть отдано либо, исходя из требований оперативности решения задачи, в частности, в задаче довыведения, либо будет определяться высотой рабочей орбиты спутника (задача парирования аэродинамического сопротивления). В работе представлены характеристики исследуемых в Центре Келдыша ЭРД малой мощности - 5-см и 10-см ионных двигателей мощностью 50-500 Вт, а также холловских двигателей как с протяженной (стационарный плазменный двигатель), так и с короткой зонами ускорения (двигатель с анодным слоем) в диапазоне потребляемой мощности 100-500 Вт.

1. Введение

В последнее время значительно вырос интерес к электрическим ракетным двигателям (ЭРД) малой мощности (< 1 кВт). Это является следствием одной из ведущих тенденций современного этапа космической деятельности в мире - резкого расширения работ по созданию и использованию малых космических аппаратов (МКА) нового поколения. Жесткие ограничения, накладываемые на весовой бюджет вспомогательных систем МКА, и стремление увеличить срок активного существования аппарата заставляют более экономно использовать топливо реактивных двигателей системы управления движением МКА. Поэтому становится целесообразным использование электрических ракетных двигателей вместо широко применяемых химических двигателей малой тяги.

Положительный эффект от использования ЭРД проявляется вследствие более высокой скорости истечения рабочего тела по сравнению с химическим двигателем.

Однако, по мере увеличения удельного импульса тяги растет требуемая мощность двигателя при фиксированной величине тяги. Это ведет к росту веса бортового источника электропитания и энергодвигательного модуля в целом. Поэтому существует понятие оптимального удельного импульса тяги, соответствующее минимуму массы энергодвигательной установки. Для большинства практически интересных задач в настоящий момент потребный удельный импульс тяги находится в диапазоне 1000 - 3000 с.

Наибольшее количество МКА нового поколения создается для решения задач связи, телекоммуникации и дистанционного зондирования Земли. Характерные массы МКА связи и дистанционного зондирования находятся в диапазоне 250-750 кг. С учетом современного уровня энерговооруженности КА - 1 Вт/кг и перспективы роста этого показателя до 2 - 3 Вт/кг можно рассчитывать на выделение для нужд электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) мощности в пределах 50 - 750 Вт.

Проведенный в Центре Келдыша анализ эффективного применения ЭРД в составе МКА показал, что ЭРДУ на базе ионных двигателей имеют минимальную массу при решении задач, характеризующихся набором больших суммарных импульсов тяги (характеристических скоростей) и, как правило, при отсутствии ограничений на время выполнения операции¹. К таким задачам, в частности, относятся:

- парирование аэродинамического сопротивления низкоорбитальных КА дистанционного зондирования Земли с характерной высотой полета 300-500 км;
- доведение МКА с низкой опорной орбиты высотой 300-500 км на рабочую орбиту 700 - 1500 км и спуск с рабочей орбиты в атмосферу Земли;
- коррекция орбиты легких геостационарных КА с массой менее 1000 кг.

Характерный уровень удельного импульса тяги ионных двигателей, принятый во внимание при проведении анализа, равнялся 3000 с.

Однако, при фиксированной мощности ЭРД большим удельным импульсам тяги соответствует меньшая тяга и наоборот. При сравнимых значениях КПД уровень развиваемой тяги двигателя напрямую связан с оперативностью выполнения операции. Поэтому с увеличением удельного импульса тяги время выполнения операции растет, т.е. оперативность падает.

Поэтому при наличии ограничений на время выполнения маневров МКА становится целесообразной работа ЭРД при более низкой скорости истечения рабочего тела и более высокой тяге, что позволит повысить оперативность решения задач при одинаковой потребляемой двигателями мощности. Кроме этого, для решения некоторых задач, в частности, для компенсации аэродинамического сопротивления низкоорбитальных КА оптимальная величина удельного импульса может быть менее 2000 с, т.е. ниже диапазона, наиболее предпочтительного для ионных двигателей.

В этих случаях может быть оправданным применение ЭРД холловского типа, для которых считается освоенным диапазон изменения удельного импульса 1000 - 2000 с.

В данной работе выполнен анализ эффективности применения ЭРД малой мощности на малых космических аппаратах различного целевого назначения. Представлены также характеристики исследуемых в Центре Келдыша ксенонных ЭРД малой мощности - 5-см и 10-см ионных двигателей мощностью 50 - 500 Вт, а также холловских двигателей как с протяженной (стационарный плазменный двигатель), так и с короткой зоной ускорения (двигатель с анодным слоем) в диапазоне потребляемой мощности 100 - 500 Вт.

2. Эффективность применения ЭРД низкой мощности
на МКА различного целевого назначения

2.1. Компенсация аэродинамического сопротивления низкоорбитальных МКА дистанционного зондирования Земли

Наиболее эффективно данная задача решается с помощью ЭРД. Для обеспечения минимума суммарной массы энергодвигательной системы необходимо выбрать рациональный тип ЭРД, оптимальные значения мощности $N_{\text{опт}}$ и удельного импульса тяги $(I_{\text{уд}})_{\text{опт}}$.

Можно показать, что $(I_{\text{уд}})_{\text{опт}}$ не зависит от величин, характеризующих энергопотребление целевых систем и размеры КА, следовательно, и массу КА, а определяются только уровнем энергомассового совершенства элементов энергодвигательной системы (ЭДС), сроком активного существования КА и высотой орбиты (Н).

В таблице 1 представлены результаты расчетов для значений КПД 35% при удельном импульсе 1300 - 1500 с (рабочий диапазон холловских двигателей малой мощности) и 45% при удельном импульсе 3000 - 3500 с (рабочий диапазон ионных двигателей малой мощности). Оценки выполнены для условий максимальной плотности атмосферы при удельной массе ЭДС 100 кг/кВт для двух вариантов удельной мощности солнечных батарей ($N_{\text{СВ}}$) в конце ресурса 100 и 200 Вт/м². Срок активного существования КА - 5 лет.

Таблица 1.

Оптимальные параметры ЭРД для различных орбит КА

$(I_{\text{уд}})_{\text{опт}}, \text{с}$		1300	1500	3000	3500
Н, км	$N_{\text{СВ}} = 100 \text{ Вт/м}^2$	300	320	400	440
	$N_{\text{СВ}} = 200 \text{ Вт/м}^2$	280	290	350	390
$N_{\text{опт}}, \text{Вт}$	$N_{\text{СВ}} = 100 \text{ Вт/м}^2$	230	210	95	50
	$N_{\text{СВ}} = 200 \text{ Вт/м}^2$	310	280	130	65

Из таблицы видно, что на высотах около 300 км целесообразно применение холловских двигателей, а на высотах около 400 км - ионных двигателей. Причем для принятых условий задачи оптимальная мощность для холловских двигателей составляет более 200 Вт, а для ионных двигателей - менее 150 Вт.

Таким образом, оценка параметров ЭРДУ, парирующей аэродинамическое сопротивление низкоорбитальных КА, свидетельствует о том, что в зависимости от высоты рабочей орбиты КА может быть оптимальным как применение холловских, так и ионных двигателей малой мощности.

2.2. Довыведение на рабочую орбиту и удаление с нее МКА низкоорбитальных связанных систем

Весь комплекс задач, решаемых ДУ спутника, входящего в низкоорбитальную связанную систему, распадается на два блока:

коррекция параметров рабочей орбиты, включая компенсацию аэродинамического сопротивления, поддержание параметров относительного положения в орбитальной группировке и, в ряде случаев, поддержание параметров солнечно-синхронных орбит;

выполнение межорбитальных переходов, включая довыведение на рабочую орбиту и спуск с нее отработавших спутников.

Помимо существенного функционального различия эти два блока задач ДУ значительно (более чем на порядок) отличаются по потребным для их решения запасам характеристической скорости ДУ.

Суммарные затраты характеристической скорости на коррекцию параметров рабочей орбиты спутников, входящих в низкоорбитальные системы, находятся на уровне 4 м/с в год и даже при САС = 8 лет не превысят 30 м/с.

Характерными рабочими высотами для низкоорбитальных связанных систем являются $H_p = 800, 1500$ и 2000 км. Необходимые для спуска с таких орбит на высоту 200 км запасы характеристической скорости ДУ составляют соответственно $\Delta V = 333, 672$ и 888 м/с. Если принять, что изменение высоты при маневре доыведения составляет 200 км независимо от высоты рабочей орбиты, то суммарный запас характеристической скорости на выполнение межорбитальных переходов для принятых выше высот рабочих орбит составит $\Delta V = 440, 764$ и 972 м/с.

Следует также отметить, что реализация описанных выше двух блоков задач бортовой ДУ должна осуществляться при существенно отличных режимах работы систем спутника. Если выполнение задач первого блока происходит в период штатной работы целевой аппаратуры, являющейся основным потребителем энергии, то при выполнении задач второго блока работа целевой аппаратуры не осуществляется, благодаря чему имеется резерв электрической энергии.

С учетом описанных выше обстоятельств бортовая ДУ, решающая весь комплекс задач, стоящих перед спутником низкоорбитальной связанной системы, целесообразно формировать из двух частей, каждая из которых решает один блок задач из общего комплекса. Такой подход реализован в ДУ спутников IRIDIUM.

Эффективность применения различных типов ЭРД малой мощности при выполнении межорбитальных переходов рассмотрим на примере КА глобальной системы связи IRIDIUM. В современном варианте первого поколения КА массой ~ 660 кг задача доыведения КА на рабочую орбиту и схода с нее после отработки ресурса решается электронагревным двигателем (ЭНД) модели MR-501 компании Olin Aerospace с максимальной потребляемой мощностью 510 Вт, удельным импульсом 280 с и тягой 330 мН. При высоте орбиты доставки КА ракетой-носителем $H = 500$ км и высоте рабочей орбиты $H = 780$ км потребная характеристическая скорость на довыведение с помощью бортовой ДУ составляет ~ 160 м/с. Для предотвращения засорения космического пространства отработавшие ресурс КА должны переводиться на низкую орбиту, что требует дополнительных затрат характеристической скорости около 260 м/с. Таким образом, суммарные затраты характеристической скорости на выполнение межорбитальных переходов могут достигать 420 м/с, что соответствует суммарному импульсу тяги ~ 280 кНс.

В таблице 2 приведены сравнительные оценки характеристик двигательной установки КА IRIDIUM, обеспечивающей межорбитальные переходы, при использовании электронагревного двигателя (ЭНД), электродугового двигателя (ЭДД), стационарного плазменного двигателя (СПД) и ионного двигателя (ИД) при одинаковой потребляемой мощности ДУ $N = 510$ Вт (КПД системы преобразования и управления ЭДД, СПД, ИД принят равным 0,9; удельная масса баков с рабочим телом принята равной $\gamma_{\sigma} = 0,09$ для ЭНД, ЭДД и $\gamma = 0,12$ для СПД, ИД).

Таблица 2

Характеристики ЭРДУ для выполнения межорбитальных переходов спутника IRIDIUM

Тип ЭРД	ЭНД	ЭДД	СПД	ИД
Мощность ДУ, Вт	510	510	510	510
Мощность ЭРД, Вт	510	460	460	460
Удельный импульс, с	280	500	1200	2500
КПД ЭРД	0,8	0,33	0,36	0,5
Тяга, мН	330	62	28	19
Масса рабочего тела, кг	100	58	24,8	12,0
Сухая масса ЭРДУ, кг	10	9,6	12,5	18,8
Полная масса ЭРДУ, кг	110	67,6	37,3	30,8
Резерв по массе ЭРДУ, кг	0	42,4	72,7	79,2
Время перехода с орбиты $H=500$ км на орбиту $H=780$ км, сут.	4	19	42	62
Время перехода с орбиты размещения резервных КА $H=650$ км на орбиту $H=780$ км, сут.	1,7	8,8	19,6	28,9
Время спуска с орбиты $H=780$ км на орбиту $H=300$ км, сут.	6	32	71	105
Потребный ресурс, час. (для $\Delta V=420$ м/с)	234	1240	2760	4070

Как следует из таблицы 2, замена ЭНД на СПД обеспечивает резерв массы ~ 73 кг. Такой резерв массы может позволить на КА типа IRIDIUM второго поколения повысить уровень энергообеспечения с целью увеличения мощности бортовых ретрансляторов и одновременно увеличить срок активного существования КА. Для рассматриваемого типа низкоорбитальных КА срок активного существования обычно определяется ресурсом системы электроснабжения (СЭС). Располагаемый резерв массы позволит увеличить массу СЭС примерно на 60-70 %, что даст возможность увеличить мощность солнечной батареи, а также снизить глубину разряда аккумуляторных батарей и тем самым увеличить их ресурс. Предварительные оценки показывают, что замена ЭНД на СПД обеспечивает резерв массы, достаточный для увеличения системы электроснабжения (и, тем самым, увеличения ресурса КА) с исходного уровня $T=5$ лет до 8 лет.

В качестве иллюстрации в таблице 2 приведены времена межорбитальных переходов при использовании в составе ДУ КА IRIDIUM различных типов ЭРД. В случае СПД время выведения на рабочую орбиту с исходной опорной орбиты (initial parking orbit) или с дежурной орбиты составляет, соответственно, 42 суток и 19,6 суток. Указанные времена выведения являются приемлемыми, поскольку существенно

меньше продолжительности развертывания и активного существования рассматриваемой орбитальной системы связи.

Использование ИД вместо СПД увеличивает резерв массы примерно на 8 %, но время выполнения маневров, определяемое величиной тяги, возрастает в 1,5 раза.

Приведенные выше результаты для спутников IRIDIUM в значительной степени применимы к спутникам низкоорбитальной части системы связи "РОСТЕЛЕСАТ", которые предполагается размещать на орбитах высотой 700 км. В частности, это касается возможности существенного (до 15 %) сокращения массы спутников при использовании в составе ДУ для выполнения межорбитальных переходов ЭРД типа СПД или ИД. Это обстоятельство может быть использовано для уменьшения количества пусков ракет-носителей и стоимости развертывания орбитальной группировки, включающей в свой состав 91 спутник.

В таблице 3 приведены результаты оценок массы ДУ для выполнения межорбитальных маневров спутника "Гонец" массой 250 кг, включая спуск его на Землю с рабочей орбиты высотой около 1500 км. Здесь массовые характеристики ЭРД приняты как для спутника IRIDIUM.

Таблица 3

Затраты массы на ЭРДУ для выполнения межорбитальных маневров спутника "Гонец"

Тип ЭРД	ЭНД	ЭДД	СПД	ИД
Масса топлива, кг	60,7	45,0	15,7	7,7
Масса бака, кг	5,5	4,0	1,9	0,9
Масса ЭРД с обеспечивающими устройствами, кг	1,0	4,4	9,5	17,4
Сухая масса ЭРДУ, кг	6,5	8,4	11,4	18,3
Полная масса ЭРДУ, кг	67,2	53,4	27,1	26,0

С учетом дополнительных затрат на коррекцию параметров рабочей орбиты, масса ДУ спутника "Гонец" не превысит 20 % от массы спутника (для спутника IRIDIUM - 19,5 %) только при использовании в ЭРДУ двигателей типа СПД или ИД. При принятых массовых характеристиках конструкции ЭРД, хотя ИД и обеспечивает минимум массы ЭРДУ, но разница с СПД оказывается весьма незначительной.

2.3. Поддержание точки стояния геостационарных связных МКА

Эффективность использования ЭРД в значительной степени проявляется в задаче поддержания точки стояния геостационарного ИСЗ связи в направлении Север-Юг (С-Ю), как наиболее энергоемкой задачи с точки зрения сообщаемых КА суммарных импульсов тяги. В настоящее время развитие технологий геостационарных связных спутников характеризуется как ростом массы КА до уровня 3...4 и более тонн, так и расширением масштабов использования спутников массой менее 1 тонны на базе достижений в области миниатюризации элементов космической техники, а также использования таких прогрессивных решений, как применение в ДУ спутников высокоэффективных ЭРД.

Применительно к геостационарным КА связи со сроком активного существования (САС) 10 лет потребный запас характеристической скорости составляет

550 м/с (50 м/с в год на коррекцию орбиты в направлении Север-Юг, 50 м/с на начальную коррекцию по наклонению и на увод с рабочей орбиты после отработки ресурса), а для КА с сроком активного существования 15 лет - 800 м/с. При таком уровне характеристической скорости наиболее полно проявляются ДУ на базе ЭРД с высоким удельным импульсом - СПД и ИД.

Например, как показал анализ, эффективная коррекция в направлении Север-Юг геостационарного КА массой 600 кг может быть обеспечена с помощью разрабатываемых в Центре Келдыша СПД с номинальной потребляемой мощностью 330 Вт, тягой 18 мН и удельным импульсом 1350 с. При САС 10 лет потребный ресурс ЭРДУ не превысит 6000 часов при угле установки двигателя к направлению Север-Юг 30°. Время ежесуточной работы каждого СПД не превышает 0,8 часа. При этом потребный ресурс ЭРД не превышает гарантированного на данной стадии разработки ресурса 3000 часов. В каждом из двух двигательных блоков с учетом необходимого резервирования устанавливается по два тяговых модуля.

Таблица 4

Затраты массы на ЭРДУ геостационарных связных МКА

Тип ЭРД		ТКД*	ЭНД	ЭДД	СПД	ИД
I _{уд.} , с		230	300	500	1350	3000
N _{ДУ} , Вт		0	400	600	400	400
а б		0,09			0,15	
M _{КА} =600 кг САС=10 лет	M _т , кг	154,6	134,8	84,3	34,8	15,6
	ΔM _т , кг	0	19,8	70,3	119,8	139,0
	M _{ДУ} , кг	199,3	184,2	125	64,7	45,6
	ΔM _{ДУ} , кг	0	15,1	74	135	154
M _{КА} = 1000 кг САС = 10 лет	M _т , кг	258,0	224,4	140,3	58,0	26,1
	ΔM _т , кг	0	33,6	117,7	200,0	231,9
	M _{ДУ} , кг	323	293	197	91,6	57,1
	ΔM _{ДУ} , кг	0	30	126	231	266

Как следует из таблицы 4, применение СПД на спутнике массой 600 кг обеспечивает экономию массы около 120 кг по сравнению со случаем использования ДУ на основе электронагревных двигателей, что позволяет установить 4-5 дополнительных транспондеров (при массе транспондера с учетом обеспечивающих систем на уровне 25-30 кг). Применение ИД вместо СПД обеспечит дополнительную экономию массы около 20 кг, т.е. установку еще одного дополнительного транспондера. Этот результат может быть использован на спутнике "Руслан - ММ" и аналогичных зарубежных КА.

На КА массой 1000 кг достаточно установить в каждом из двух двигательных блоков по три тяговых модуля на базе описанных выше СПД. Расположение двигателей в виде треугольника позволяет ограничиться резервированием только катодов-компенсаторов, размещаемых в этом случае в центральной области между двигателями. Экономия массы для данного спутника при применении СПД по сравнению со случаем использования ЭНД может составить около 200 кг, т.е. обеспечить установку 7-8

* ТКД- термокаталитический двигатель
О.Горшков

дополнительных транспондеров. Дополнительный выигрыш в массе при использовании в ДУ спутника ИД может достигать 35 кг, т.е. обеспечивать установку еще одного-двух транспондеров. Данный результат может быть реализован на спутниках "Руслан - М", "Север-ПМ" и аналогичных зарубежных КА.

3. Холловские и ионные ЭРД малой мощности

С учетом того, что холловские и ионные ЭРД малой мощности могут успешно дополнять друг друга при решении различных задач, характерных для МКА, в Центре Келдыша в настоящее время исследуются двигатели обоих типов. Работа по обоим направлениям проводится в тесной кооперации с кафедрой «Электрические ракетные двигатели и энергетические установки КА» Московского авиационного института.

3.1. Ионные двигатели

Основной отличительной особенностью ионных двигателей является способность эффективно работать при высоких скоростях истечения рабочего тела. Работа ионных двигателей наиболее эффективна при величине удельного импульса свыше 2500 с.

Основные проблемы при создании ионных двигателей малой мощности состоят в разработке малогабаритной газоразрядной камеры (ГРК) и катода-нейтрализатора, эффективно работающих при низких уровнях энергопотребления и малых расходах рабочего тела. Кроме этого, комбинация большого суммарного импульса ДУ и низкой величины тяги (как следствие высокой скорости истечения рабочего тела при ограниченной мощности) приводит к требованию длительного времени работы двигателя - до 10 тыс. час. и выше.

Снижение эффективности работы ГРК при уменьшении ее геометрических размеров является следствием роста отношения площади поверхностей, на которых происходит рекомбинация заряженных частиц, к объему ГРК, где они нарабатываются. При уменьшении мощности без изменения геометрических размеров двигателя для сохранения приемлемой газовой эффективности необходимо снижать расход газа. Снижение расхода газа приводит к снижению энергетической эффективности, что вызвано уменьшением концентрации нейтралов в ГРК и увеличением вероятности ухода из разряда первичных электронов на анод.

Для поддержания в рабочем состоянии полых катодов (как катода ГРК, так и катода-нейтрализатора) требуются затраты энергии и рабочего тела. При снижении мощности двигателя и необходимого расхода рабочего тела данные затраты становятся заметными в общем энергетическом и топливном бюджете двигателя.

В настоящее время в Центре Келдыша исследуются ионные двигатели двух типоразмеров - 5-см и 10-см при потребляемой мощности менее 500 Вт^{2,3}. Внешний вид двигателей показан на рис. 1 и 2, а на рис. 3 показан в работе 10-см ионный двигатель.

Выходные параметры ионных двигателей представлены в таблице 5⁴. Значения удельного импульса и КПД определены без учета потерь энергии и рабочего тела в катоде-нейтрализаторе, также не учтены потери с двухзарядными ионами.

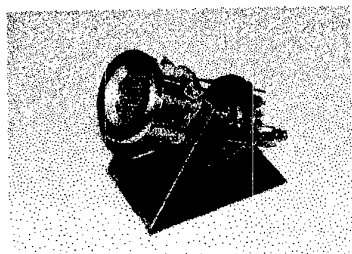


Рис. 1

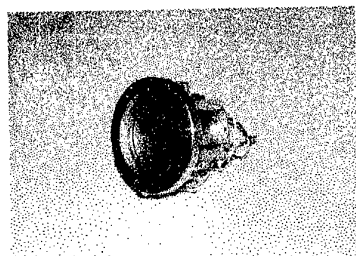


Рис. 2



Рис. 3

Таблица 5

Выходные параметры ионных двигателей малой мощности

	Потребляемая мощность, Вт	Тяга, мН	Удельный импульс, с	КПД, %
5-см	50-140	1-5	3100-3700	50-60
10-см	150-500	6-19	2500-3500	55-65

В ходе работ по созданию эффективных ИД малой мощности наряду с традиционными техническими решениями исследуются нестандартные способы повышения характеристик двигателей. Так, для обеспечения работы полого катода в «авторежиме» (без подогрева от специального подогревателя) в настоящее время исследуется полый катод с цезиевым активатором вместо широко применяющегося LaB₆ - активатора. Применение Cs обеспечивает более низкую рабочую температуру катода, которая в этом случае не превысит 800⁰С. Это более, чем в два раза ниже рабочей температуры традиционного LaB₆ - катода. Снижение рабочей температуры катода естественно приведет к уменьшению тепловых потерь и, как следствие, к снижению затрат мощности на поддержание «авторезима».

Кроме этого, при отработке двигателей наряду с традиционными ускорительными системами, состоящими из набора плоских перфорированных электродов, исследуются щелевые ускорительные системы струнно-стержневого типа, в которых эмиссионный электрод имеет высокую прозрачность и формируется струнами, а ускоряющий - подпружиненными стержнями и имеет низкую прозрачность. Такая конструкция ускорительной системы обеспечивает стабильность формы электродов и межэлектродных зазоров при нагреве на рабочих режимах за счет использования пружинных элементов.

Ускорительная система со щелевой оптикой имеет также некоторый запас по ресурсу по сравнению с традиционной ускорительной системой. В³ показано, что при использовании щелевой оптики снижается потенциал ускоряющего электрода, необходимый для надежной отсечки обратного потока электронов из области пучковой плазмы. Это обуславливает снижение энергии ионов, выпадающих на ускоряющий электрод и, как следствие, процесс его распыления становится менее интенсивным. Кроме этого, в силу чисто геометрических соображений большая масса материала ускоряющего электрода может быть распылена без ущерба для работоспособности ускорительной системы.

3.2. Холловские двигатели малой мощности

Исследования особенностей горения разрядов с замкнутым холловским током электронов в кольцевых зазорах указывают на то, что стабильная мода разряда с приемлемым уровнем ионизации существует при плотности ионного тока - выше некоторой величины. Это означает, что с уменьшением потребляемой мощности уменьшается площадь поперечного сечения ускорительного канала и соответственно его высота. Из общих соображений очевидно, что для снижения потерь ионов на стенках ускорительного канала, т.е. для повышения коэффициента извлечения ионов глубина канала должна быть минимальной. С уменьшением высоты канала должна уменьшаться его глубина. Вывод из такой логики рассуждений состоит в том, что с понижением потребляемой мощности становится более целесообразным применение ускорительных каналов с короткой зоной ускорения.

В настоящее время нет установившихся представлений о сравнительной эффективности функционирования каналов с протяженной и короткой зонами ускорения в области малых мощностей разряда. Поэтому на данном этапе работа по холловским ЭРД малой мощности проводится по двум направлениям - исследуются перспективы получения приемлемых выходных характеристик как в двигателях типа СПД, так и в двигателях типа ДАС.

В настоящее время разработаны и исследуются два типа двигателей - X-40 (типа СПД) и K-15 (типа ДАС) со средним диаметром кольцевого ускорительного канала 40 и 15 мм соответственно. Расчетный диапазон потребляемой мощности K-15 100-300 Вт, X-40 100 - 500 Вт.

Внешний вид лабораторной модели двигателя X-40 показан на рис. 4, а подробные данные о результатах исследований двигателя представлены в ⁵. Здесь лишь отметим, что выбранная геометрия разрядного канала ускорительного блока в сочетании с топологией магнитного поля позволили реализовать рабочие режимы двигателя с КПД не ниже 30% во всем диапазоне потребляемой мощности, а также уменьшить угловую расходимость ионного пучка на выходе из двигателя с большим эффектом вблизи верхнего диапазона изменения потребляемой мощности.

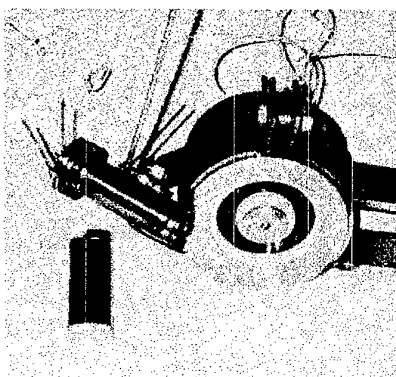


Рис. 4

Испытания двигателя X-40 показали, что двигатель развивает тягу 5-35 мН при потребляемой мощности 80-540 Вт. При изменении расхода ксенона через анод в диапазоне 0,5 - 2,0 мг/с это соответствует удельному импульсу тяги 800-1785 с и КПД 0,3 - 0,58. Ток разряда изменялся от 0,5 до 2 А, напряжение разряда изменялось в диапазоне 100 - 320 В.

В настоящее время лабораторная модель двигателя K-15 находится в стадии отработки с целью получения высоких тяговых характеристик в сочетании с пониженной угловой расходимостью плазменной струи, истекающей из двигателя. Внешний вид двигателя, закрепленного на штанге тягоизмерительного устройства в вакуумной камере экспериментальной установки, показан на рис. 5.

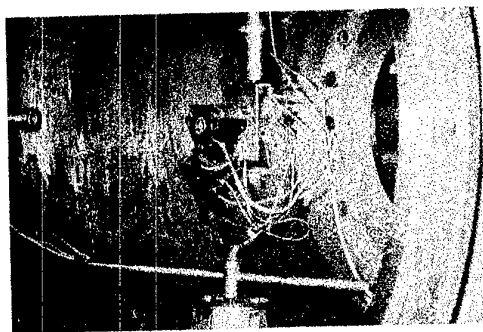


Рис. 5

Двигатель позволяет получать тягу от 5 до 15 мН при изменении мощности разряда в диапазоне 70-400 Вт и при изменении анодного расхода ксенона от 0,6 до 0,95 мг/с. Это соответствует режимам работы двигателя с удельным импульсом 850-1700 с и КПД $\sim 0,3$. Причем наилучшие режимы по КПД реализуются при расходах ксенона через анод около 0,6 мг/с.

Данные по эффективности и удельному импульсу как для двигателя X-40, так и двигателя K-15 приведены без учета расхода рабочего тела через катод-нейтрализатор, который изменялся в диапазоне 0,1 - 0,3 мг/с в обоих случаях.

Таким образом, сравнение исследованных режимов работы лабораторных моделей холловских двигателей двух типов позволяет сделать вывод о том, что двигатели имеют сравнимые характеристики в диапазоне потребляемой мощности 100-300 Вт. При энергопотреблении свыше 300 Вт двигатель X-40 работает более эффективно.

Заключение

Холловские и ионные двигатели малой мощности могут найти применение в составе двигательных установок малых космических аппаратов нового поколения. Причем данные типы двигателей могут успешно применяться для решения одинаковых задач в космосе, а предпочтение тому или иному двигателю может быть отдано, например, исходя из высоты рабочей орбиты или требований оперативности решения задачи.

С учетом указанных обстоятельств в Центре Келдыша разрабатываются и исследуются оба типа двигателей в области малых потребляемых мощностей.

5-см и 10-см ксеноновые двигатели обеспечивают получение тяги и удельного импульса в диапазонах 1 - 19 мН и 2500 - 3700 с соответственно при потребляемой мощности 50-500 Вт.

С целью повышения характеристик ионных двигателей исследуются нетрадиционные схемы полых катодов и ускорительных систем.

Холловские двигатели с замкнутым дрейфом электронов типа СПД и типа ДАС при энергопотреблении в диапазоне 70-540 Вт позволяют получать тягу от 5 до 35 мН при удельном импульсе 800-1700 с.

Наряду с обеспечением высоких интегральных характеристик двигателей исследуются пути снижения угловой расходимости плазменной струи.

Литература

1. Akimov V.N., Gorshkov O.A., Gafarov A.A., Ogloblina I.S., «Ion Thrusters for the Small Spacecraft: Elaboration of Requirements, Design Development, Prospects of Usage», AIAA Paper 97-2780, July 1997.
2. Gorshkov O.A., Grigor'yan V.G., Muravlev V.A., «Development of a Low-Power Xenon Ion Thruster of Light-Weight Satellites», AIAA Paper 96-2990, July 1996.
3. Gorshkov O.A., Grigor'yan V.G., Minakov V.I., Muravlev V.A., «Experimental Researches of the Laboratory Model of Low-Power Ion Thruster with the Accelerating System of Slot Type and Film Hollow Cathode», AIAA Paper 97-3193, July 1997.
4. Горшков О.А., Григорьян В.Г., Муравлев В.А. «Экспериментальные исследования интегральных характеристик ионных двигателей с малогабаритными разрядными камерами», НТО, Инв. № 2705, 1997.
5. Belikov M.B., Gorshkov O.A., Jakupov A.B., Khartov S.A., «Experimental Research of SPT Low-Power Perspective Model», AIAA Paper 98-3786, July 1998.

The Perspectives of Low-Power Ion and Hall Thrusters Application On-Board of New Generation of Small Spacecraft

V. Akimov, A. Gafarov, O. Gorshkov, I. Ogloblina
Keldysh Research Center,
125438, Onezhskaya str, 8/10, Moscow, Russia
Fax: (095) 456-82-28

Abstract

Current world significant expansion of works in the field of design and application of small spacecraft with mass of tens and hundreds kilograms has indicated the necessity in Electric Propulsion thrusters with low level of power consumption - less than 500 W. The most efficient thrusters at this power range are ion and Hall thrusters, which provide maximum possible propellant exhaust velocities together with comparable high efficiency rates. These thrusters may be successfully applied for similar space missions and preference to one or another type of thrusters can be defined either due to manoeuvre time requirements, specifically to orbit raising task, or due to satellite working orbit altitude (atmospheric drag compensation). In this paper parameters of low-power EP, investigated in KeRC, are presented: 5-sm and 10-sm ion thrusters with 50-500 W power range and Hall thrusters with long (stationary plasma thruster) and short (thruster with anode layer) accelerating zones at 100-500 W utilised power range.

1. Introduction

To date the development of Electric Propulsion thrusters with power rate less than 1 kW can be certainly considered one of the most important technology advances. It is a result of the leading tendency in world-wide current space activities - sharp expansion of works on design and use of new generation of small spacecraft. Strict requirements, put on mass ratio of auxiliary spacecraft systems, and aspiration to increase the time of spacecraft active operation lead to the necessity of economical propellant utilisation in rocket engines of propulsion control systems.

Therefore the application of electric propulsion looks more advantageous compared with conventional chemical low-thrust propulsion systems. This advantage of electric propulsion can be expressed by higher propellant exhaust velocity compared with chemical propulsion.

However with thrust specific impulse increase required thruster power also increases at appointed thrust rate. This leads to on-board power supply system mass growth and all power-propulsion unit mass growth. For the majority of modern perspective tasks the required thrust specific impulse range is 1000-3000 s.

New generation of small spacecraft is mainly developed for communication, telecommunication and remote sensing tasks. The typical mass of communication or remote sensing small spacecraft is 250-750 kg. According to up-to-date power-to-weight ratio level - 1 W/kg, and its future increase up to 2-3 W/kg power rate 50-750 W can be considered to allocate for EP system needs.

Analyses on effectiveness of EP use on small spacecraft, made in KeRC, indicated that EP system, based on ion thrusters, has minimal mass when solving the tasks, characterised by

the set of high thrust specific impulse rates (characteristic velocity), and when the time to complete the manoeuvre is not limited¹. These tasks specifically are:

- atmospheric drag compensation of low-orbit remote sensing spacecraft with 300-500 km typical orbit altitude;
- small spacecraft orbit raising from basic orbit (300-500 km) to operating orbit (700-1500 km) and de-orbiting from operating orbit to Earth atmosphere;
- orbit correction of light GEO spacecraft with mass rate less than 1000 kg.

The typical level of thrust specific impulse for ion thrusters, which was taken into account during analysis, is 3000 s.

However at EP appointed power rate and comparable efficiency rates the more high levels of thrust specific impulse is provided with less thrust level and vice versa. And thrust level is directly connected with manoeuvre completion time effectiveness. Thus with thrust specific impulse increase manoeuvre completion time also increases, i.e. effectiveness decreases.

Therefore with time limits presence on small spacecraft manoeuvre it becomes sensible to use EP with more low propellant exhaust velocity and more high thrust level, that will make it possible to increase the time effectiveness of solving task at similar thruster utilised power rate. Besides, for some tasks, for example, atmospheric drag compensation of low-orbit spacecraft, the optimal value of specific impulse can be less than 2000 s, i.e. below the range, which is the most preferable for ion thrusters.

In such cases it might be more advantageous to use Hall thrusters, for which 1000-2000 s specific impulse range is considered to be developed.

In present paper analysis on effectiveness of low-power EP application on small spacecraft of different purposes is adduced. The aim of it is to obtain the optimal value of thruster specific impulse depending on spacecraft operation altitude. The characteristics of low-thrust xenon EP thrusters, investigated in KeRC - 5-cm and 10-cm ion thrusters with 50-500 W power range and Hall thrusters with long acceleration zone (stationary plasma thruster) and short acceleration zone (thruster with anode layer) with 100-500 W power range, are also presented.

2. The effectiveness of low-power EP thrusters application on small spacecraft of different purposes

2.1. Atmospheric drag compensation of remote sensing small spacecraft

The most efficiently this task may be solved with EP. In order to provide minimal total mass of power-propulsion system it is extremely important to choose rational EP type, optimal power N_{opt} and thrust specific impulse $(I_{sp})_{opt}$.

It can be shown that $(I_{sp})_{opt}$ does not depend on parameters, characterising power utilisation of aim systems, spacecraft size and spacecraft mass, but depends only on power-mass perfection level of power propulsion system (PPS) elements, spacecraft operation time and orbit altitude (H).

In Table 1 calculation results for efficiency of 35 % at specific impulse of 1300-1500 s (low-power Hall thrusters working range) and for 45 % at specific impulse of 3000-3500 s (low-power ion thrusters working range) are presented. Estimations were made for maximum atmospheric density at 100 kg/kW of PPS specific mass for two variants of solar battery (SB) specific power (N_{SB}) at the end of lifetime - 100 and 200 W/m². Spacecraft operation time was equal to 5 years.

Table 1

EP optimal parameters for various spacecraft orbits

$(I_{SP})_{opt}, s$		1300	1500	3000	3500
H, km	$N_{SB}=100 W/m^2$	300	320	400	440
	$N_{SB}=200 W/m^2$	280	290	350	390
$(N_{EP})_{opt}, W$	$N_{SB}=100 W/m^2$	230	210	95	50
	$N_{SB}=200 W/m^2$	310	280	130	65

From this Table it is clear that for the altitudes near 300 km it is sensible to use Hall thrusters and for the altitudes near 400 km - ion thrusters. Moreover, for accepted task requirements, optimal power for Hall thrusters is above 200 W and for ion thrusters - less than 150 W.

Therefore, parameters estimation of EP systems, compensating atmospheric drag on low-orbit spacecraft, indicated that depending on spacecraft working orbit altitude both low-power thruster types application can be optimal.

2.2. Orbit raising and de-orbiting of low-orbit constellations of small communication spacecraft

All range of tasks, solved with propulsion system of satellite, included in low-orbit communication constellation, can be divided into two blocks:

- working orbit parameters correction, including atmospheric drag compensation, parameters keeping relative to position in orbit constellation and, for some cases, parameters keeping of sun-synchronous orbits;
- the carrying out of inter-orbit transfers, including orbit raising and de-orbiting of used satellites.

Beside the essential functional difference these two blocks of tasks for propulsion systems significantly (more than order of magnitude) differ on reserve of propulsion system characteristic velocity, necessary for its solution.

The total expenses of characteristic velocity on correction of working orbit parameters of satellites, entered into low-orbit constellations, are about 4 m/s annually and even at active operation lifetime equals to 8 years it will not exceed 30 m/s.

The typical operating altitudes for low-orbit communication constellations are 800, 1500 and 2000 km. The reserves of propulsion system characteristic velocity (ΔV), necessary for de-orbiting from these altitudes are 333, 672 and 888 m/s, correspondingly. If accept that the change of altitude during orbit raising manoeuvre is 200 km independent of working orbit altitude, then the total reserve of characteristic velocity on inter-orbit transfers realisation will be 440, 764 and 972 m/s for altitudes of working orbits, mentioned above.

It is necessary to mention that realisation of described two blocks of tasks for onboard propulsion system should be carried out at essentially different regimes of satellite systems operation. While solution of first block tasks takes place during the period of issued operation of target-oriented apparatus, which in this case is the main power consumer, then at

realisation of second block tasks the work of target-oriented apparatus is not executed. That is why there is the reserve of electric power.

Due to circumstances, written above, on-board propulsion system, solving all range of tasks, confronting satellites of low-orbit communication constellation, is reasonably to form from two parts, each of those will solve one block of tasks from the all range. Such approach was realised in propulsion systems of IRIDIUM satellites.

Application effectiveness analysis of different types of low power EP thrusters at inter-orbit transfers realisation can be illustrated on spacecraft of global communication system IRIDIUM. In modern variant of first generation spacecraft with mass of 660 kg the orbit raising and de-orbiting tasks are solved with electric thermal thrusters MR-501, made by PRIMEX Aerospace Corp., with maximum utilised power equals to 510 W, specific impulse - 280 s and thrust - 330 mN. At basic orbit altitude $H=500$ km, achieving with launcher, and working orbit altitude $H=780$ km, the required characteristic velocity on orbit raising with on-board propulsion system is approximately 160 m/s. In order to prevent space debris exhausted spacecraft should be de-orbited on low orbit, for example, on $H=300$ km altitude, that takes additional expense of characteristic velocity - near 260 m/s. Thus, the total expense of characteristic velocity to fulfil inter-orbit transfers can reach 420 m/s, that corresponds to total thrust impulse ~ 280 kNs.

In Table 2 there are comparative estimations of IRIDIUM spacecraft propulsion system characteristics, providing inter-orbit transfers, using electric thermal thruster (ETT), arcjet, stationary plasma thruster (SPT) and ion thruster (IT) at similar utilised power of propulsion system $N=510$ W (efficiency of PPU unit, used with arcjet, SPT and IT, was assumed to be 0,9; specific mass of propellant tanks was assumed to be $\gamma_t=0,09$ for ETT and arcjet, and $\gamma_t=0,12$ for SPT and IT).

Table 2

Parameters of EP systems for carrying out the inter-orbit transfers of IRIDIUM satellite

THRUSTER TYPE	ETT	ARCJET	SPT	IT
Propulsion system power, W	510	510	510	510
Thruster power, W	510	460	460	460
Specific impulse, s	280	500	1200	2500
Thruster efficiency	0,8	0,33	0,36	0,5
Thrust, mN	330	62	28	19
Propellant mass, kg	100	58	24,8	12,0
EP system dry mass, kg	10	9,6	12,5	18,8
EP system overall mass, kg	110	67,6	37,3	30,8
EP system mass reserve, kg	0	42,4	72,7	79,2
Duration of transfer from orbit $H=500$ km to orbit $H=780$ km, days	4	19	42	62
Duration of transfer from reserve spacecraft deployment orbit $H=650$ km to orbit $H=780$ km, days	1,7	8,8	19,6	28,9
Duration of de-orbiting from $H=780$ km to $H=300$ km, days	6	32	71	105
Required lifetime, hours (for $\Delta V=420$ m/s)	234	1240	2760	4070

It can be seen from Table 2, ETT replacement on SPT provides mass reserve ~73 kg. Such mass reserve on second generation of IRIDIUM type spacecraft can make it possible to increase the level of power consumption in order to increase the power of on-board retransmitters and at the same time to increase spacecraft active operation lifetime. For discussed type of low-orbit spacecraft active operation lifetime usually is determined by power supply system (PSS) lifetime. Existing mass reserve will allow to increase the mass of PSS approximately on 60-70%, that gives the possibility to increase the solar array power and to lower the depth of accumulator batteries discharge and therefore to increase its lifetime. Preliminary estimations show that ETT replacement on SPT provides mass reserve, sufficient for increase of PSS lifetime (and thus spacecraft lifetime increase) from initial level T=5 years to T = 8 years.

As an illustration in Table 2 duration of inter-orbit transfers, using different types of EP thrusters as a part of IRIDIUM spacecraft propulsion system, are presented. In SPT case time of transfer from initial parking orbit or from duty orbit is 42 and 19,6 days, correspondingly. Indicated transfer duration times are appropriate because they are significantly less than duration of deployment and active operation of discussed orbital communication system.

Use of IT instead of SPT increases mass reserve approximately on 8% but manoeuvre realisation time, determined with thrust level, will increase in 1,5 times.

Results for IRIDIUM satellites, described above, can be sufficiently applied to satellites of low-orbit part of communication constellation «ROSTELESAT», which are planned to deploy on orbits with altitude of about 700 km. In particular, this concerns the possibility of significant (up to 15 %) reduce of satellites mass in the case of using EP thrusters of SPT or IT types as a part of propulsion system for inter-orbit transfers. This circumstance can be used for reduce of number of launches and cost of orbital constellation deployment, including 91 satellites.

In Table 3 there are the results of propulsion system mass estimations for inter-orbit transfers of «Gonets» satellite with mass equals to 250 kg, including its de-orbiting from working altitude of about 1500 km. Here EP thrusters mass characteristics are accepted similar to IRIDIUM satellite case.

Table 3

Mass expenses on EP system for inter-orbit transfers of «Gonets» satellite

THRUSTER TYPE	ETT	ARCJET	SPT	IT
Propellant mass, kg	60,7	45,0	15,7	7,7
Tank mass, kg	5,5	4,0	1,9	0,9
Thruster with subsystems mass, kg	1,0	4,4	9,5	17,4
EP system dry mass, kg	6,5	8,4	11,4	18,3
EP system overall mass, kg	67,2	53,4	27,1	26,0

According to additional expenses on correction of working orbit parameters, the mass of EP system on «Gonets» satellite will not exceed 20 % from satellite mass (for IRIDIUM satellite - 19,5 %) if using SPT and IT thrusters in satellite EP system. At accepted mass characteristics of EP thruster design, IT provides minimum of EP system mass but difference with SPT is insignificant.

2.3. Orbit keeping of small geostationary communication satellites

The effectiveness of EP thrusters application is sufficiently become apparent in the task of orbit keeping of geostationary communication satellite in North-South (N-S) direction, as the most power-intensive task from total thrust impulses, applied to spacecraft, point of view. Nowadays the development of geostationary communication satellites technologies is characterised by spacecraft mass increase up to level of 3...4 and more tones, scales widening of application of satellites with mass less than 1 ton, based on achievements in the field of miniaturization of space techniques elements; and also by using such progressive decisions as application of high-efficiency EP thrusters in satellites propulsion system.

Conformable to geostationary communication spacecraft with 10 years of active operation lifetime the required rate of characteristic velocity is 550 m/s (50 m/s annually on North-South stationkeeping, 50 m/s on orbit raising and on de-orbiting), and for spacecraft with 15 years active operation lifetime - 800 m/s. At such level of characteristic velocity the most efficient are propulsion systems on the base of EP thrusters with high specific impulse - SPT and IT.

For example, as analysis showed, effective North-South correction of geostationary spacecraft with mass equals to 600 kg can be provided by KeRC designed SPT with nominal consumed power of 330 W, thrust - 18 mN and specific impulse - 1350 s. At 10 years of active operation lifetime the required lifetime of EP system will not exceed 6000 hours at thruster installation angle of 30° relative to North-South direction, which is typical for SPT. Daily working time of each SPT will not exceed 0,8 hour. In this case the required thruster lifetime will not be above 3000 hours - the guaranteed rate on this stage of development. In each of two propulsion units together with necessary reservation two thrust modules are installed.

Table 4

Mass expenses in EP systems of small geostationary communication satellites

THRUSTER	TYPE	TCT*	ETT	ARCJET	SPT	IT
I_{sp}, s		230	300	500	1350	3000
N_{ps}, W		0	400	600	400	400
a_B		0,09			0,15	
$M_{spacecraft}=600$ kg Lifetime=10 years	$M_{propellant}, kg$	154,6	134,8	84,3	34,8	15,6
	$\Delta M_{propellant}, kg$	0	19,8	70,3	119,8	139,0
	M_{ps}, kg	199,3	184,2	125	64,7	45,6
	$\Delta M_{ps}, kg$	0	15,1	74	135	154
$M_{spacecraft}=1000$ kg Lifetime = 10 years	$M_{propellant}, kg$	258,0	224,4	140,3	58,0	26,1
	$\Delta M_{propellant}, kg$	0	33,6	117,7	200,0	231,9
	M_{ps}, kg	323	293	197	91,6	57,1
	$\Delta M_{ps}, kg$	0	30	126	231	266

* TCT - thermocatalytic thruster

As can be seen from Table 4, the use of SPT on satellite with mass of 600 kg provides mass economy of about 120 kg comparing with the case of application of propulsion system, based on ETT, that gives the possibility to install 4-5 additional transponders (at mass of transponder and its subsystems of about 25-30 kg). IT use instead of SPT will provide additional mass economy of about 20 kg, i.e. installation of one additional transponder. This result can be used on «Ruslan - MM» satellite and analogous foreign spacecraft.

On spacecraft with 1000 kg mass it is reasonable to install three thrust modules in each of two propulsion units. Thrusters triangular arrangement allows to reserve only cathode-compensators, placed in that case in the central area between the thrusters. Mass economy for this satellite, using SPT, can be about 200 kg comparing with the case of arcjet application, i.e. it can provide the installation of 7-8 additional transponders. Additional mass economy at IT application in satellite propulsion system can achieve 35 kg, i.e. it gives the possibility to install 1-2 more transponders. This result can be realised on «Ruslan - MM», «Sever - PM» satellites and analogous foreign spacecraft.

3. Low-power Hall and ion thrusters

According to the fact, that low-power Hall and ion thrusters can successfully be the complement of one another, solving different tasks, typical for small spacecraft, both types of thrusters are investigating in KeRC. These works are carrying out in close co-operation with «Spacecraft Electric Propulsion and Power Plants» Department of Moscow Aviation Institute.

3.1. Ion thrusters

Ion thruster main peculiarity is ability to effectively function at high propellant exhaust velocities. Ion thruster operation is the most effective at specific impulse rate above 2500 s.

The main problem in low-power ion thruster development include design of small-sized discharge chamber and neutraliser, which will be able to function effectively at low level of energy consumption and low propellant flow rates. Besides, the combination of high total specific impulse of propulsion system and low thrust level (as a result of high propellant exhaust velocity at limited power) leads to the requirement of thruster long duration operation period - up to 10 thousand hours and above.

Decrease in efficiency of discharge chamber work due to its geometrical size reduce is a result of increase in ratio between surface area, where charged particles recombination takes place, and discharge chamber volume, where these particles are created. With power decrease without thruster geometry changes, in order to keep the acceptable gas efficiency rate, it is necessary to reduce the mass flow rate. This leads to power utilisation efficiency decrease due to neutrals concentration decrease within discharge chamber volume and to increase of probability of primary electrons losses in anode.

To keep hollow cathodes working (as discharge chamber cathode as cathode-neutraliser) it is necessary to provide some power and propellant utilisation rates. With thruster power and required propellant flow rate reduce these utilisation rates become significant within the total thruster power and propellant budget.

Currently, in KeRC ion thrusters with two typical sizes, 5-cm and 10-cm, at utilised power rate less than 500 W, are investigating^{2,3}. Thrusters general view is shown on Figures 1 and 2. On Figure 3 10-cm ion thruster during operation is shown.

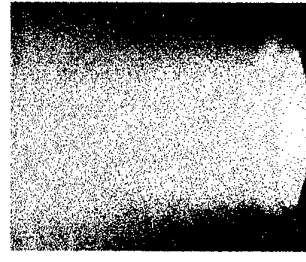
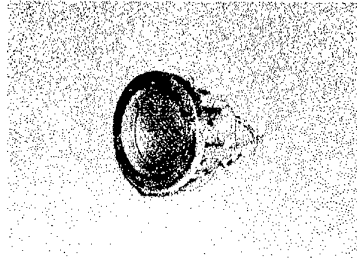
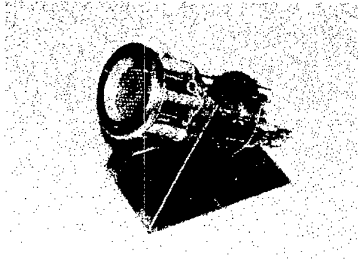


Fig. 1. 10-cm ion thruster general view

Fig. 2. 5-cm ion thruster general view

Fig. 3. 10-cm ion thruster during operation

Ion thrusters output parameters are presented in Table 5⁴. Specific impulse and efficiency rates are written without power and propellant mass losses in cathode-compensator account. Also double-charged ions losses were not taken into consideration.

Table 5

Low-power ion thrusters output parameters

	Power, W	Thrust, mN	Sp. impulse, s	Efficiency, %
5-cm thruster	50-140	1-5	3100-3700	50-60
10-cm thruster	150-500	6-19	2500-3500	55-65

During the work on effective low-power ion thruster development, together with traditional ways, some original ways to increase thruster parameters are working out. Thus, to ensure «autoregime» of hollow cathode (i.e. without heating from special filament), hollow cathode with caesium activator instead of wide used LaB₆-activator is investigating. Cs application provides more low cathode working temperature, which in this case is less than 800°C. This is more than two times less than working temperature of conventional LaB₆ cathode. Cathode working temperature decrease essentially leads to thermal losses decrease and finally to decrease of power losses at «autoregime» maintenance.

Moreover, during thrusters development, together with traditional accelerating systems, consisting of flat perforated electrodes, slot accelerating systems of stringed-pivotal type are working out. Here the emission electrode has high transparency and is formed with strings, and accelerating electrode is formed with springy pivots and has low transparency. Such accelerating system design provides electrodes shape stability and constant inter-electrode spacing during heating process at working regimes due to spring elements use.

Accelerating system with slot optics also has some reserve on lifetime comparing with conventional accelerating system. It is shown in³ that when slot optics is used, accelerating electrode potential, required for effective cut of electrons back flow from plasma plume area, decreases. This leads to decrease in energy of ions, falling on accelerating electrode, and as a result the process of its erosion becomes less intensive. Besides, from exclusively geometrical point of view, more material mass of accelerating electrode might be sputtered without detriment to accelerating system work.

3.2. Low-power Hall thrusters

Peculiarities research of discharges with closed drift of electrons in circular clearances indicated that stable discharge mode with acceptable ionisation level exists at ion current density above a certain value. It means that with utilised power decrease, accelerating channel cross area and height also decrease. From general point of view it is evident that to reduce the ion losses on accelerating channel walls, i.e. to increase ions extraction coefficient, the channel depth should be minimal. With channel height decrease, its depth will also decrease. The conclusion from these logical speculations is that with utilised power decrease it becomes more sensible to use accelerating channels with short accelerating zone.

Up-to-date there are no established idea about comparative effectiveness of function of channels with long and short accelerating zones at low power discharge. Therefore, on this stage, the work on low power Hall thrusters is carrying out on two directions - as for SPT, as for TAL thrusters the perspectives to obtain acceptable output parameters are investigating.

To date, two types of thrusters are developed and tested - X-40 (SPT type) and K-15 (TAL type) with average diameter of circular accelerating channel equal to 40 and 15 mm correspondingly. The calculating range of utilised power is 100-300 W for K-15 and 100-500 W for X-40.

X-40 laboratory prototype general view is shown on Figure 4 and detailed information about thruster test results are presented in ⁵. Here it is necessary only to mention that chosen geometry of discharge channel in accelerating unit together with magnetic field performance mapping made it possible to realise thruster working regimes with overall efficiency not less than 30 % within all utilised power range and effectively reduce angular divergence of ion beam on thruster outlet near upper level of utilised power range.

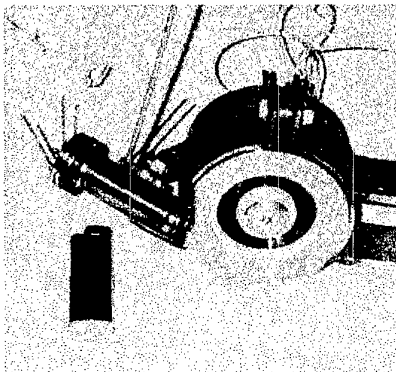


Fig. 4. X-40 laboratory prototype general view

X-40 tests indicated that thruster was able to provide 5-35 mN of thrust at 80-540 W of utilised power rate. Within 0,5-2,0 mg/s of xenon flow rate throw anode, this corresponded to 800-1750 s of thrust specific impulse and 0,3-0,58 of overall efficiency. Discharge current changed from 0,5 to 2 A, discharge voltage changed in 100-320V range.

Presently the state of the work on this laboratory prototype K-15 is at the stage of high thrust characteristics obtaining at reduced angular divergence of plasma beam, exhausted from thruster. General view of thruster, fixed on bar of thrust-measured device in test bench vacuum chamber, is shown on Figure 5.

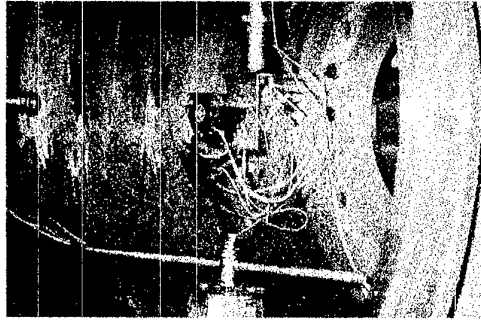


Fig. 5. General view of thruster, fixed on bar of thrust-measured device in test bench vacuum chamber

Thruster provides thrust from 5 to 15 mN at discharge power variation within 70-400 W range and at anode xenon flow rate variation from 0,6 to 0,95 mg/s. This corresponds to thruster working regimes with 850-1700 s of specific impulse and 0,3 of overall efficiency. Moreover, the best regimes on efficiency are realised at xenon flow rate throw anode near 0,6 mg/s.

Data on efficiency and specific impulse as for X-40 thruster as for K-15 thruster are presented without taking into consideration the cathode-neutraliser propellant flow rate, which in both cases was within 0,1-0,3 mg/s range.

Conclusion

Low-power Hall and ion thrusters may find its application as a part of propulsion systems on new generation of small spacecraft. Moreover, these types of thrusters may be successfully used for similar tasks in space and preferences to one or another type might be defined, for example, due to the working orbit altitude or required time effectiveness of task to be solved.

Besides, parameters estimation of EP system, able to compensate the atmospheric drag on low-orbit spacecraft, indicates that depending on spacecraft working orbit altitude both Hall and ion thrusters applications may be optimal.

According to these circumstances both types of thrusters with low level of utilised power are designing and investigating in KeRC.

5-cm and 10-cm xenon thrusters provide thrust and specific impulse in the range of 1-19 mN and 2500-3700 s correspondingly at 50-500 W of utilised power rate.

To improve ion thrusters parameters original design of hollow cathodes and accelerating systems are developing.

Hall thrusters with closed drift of electrons of SPT type and TAL type within 70-540 W of power range provide thrust level from 5 to 35 mN at 800-1700 s of specific impulse.

Together with ensuring of thrusters high integral parameters, ways to reduce plasma beam angular divergence are also investigating.

References

1. Akimov V.N., Gorshkov O.A., Gafarov A.A., Ogloblina I.S., «Ion Thrusters for the Small Spacecraft: Elaboration of Requirements, Design Development, Prospects of Usage», AIAA Paper 97-2780, July 1997.
2. Gorshkov O.A., Grigor'yan V.G., Muravlev V.A., «Development of a Low-Power Xenon Ion Thruster of Light-Weight Satellites», AIAA Paper 96-2990, July 1996.
3. Gorshkov O.A., Grigor'yan V.G., Minakov V.I., Muravlev V.A., «Experimental Researches of the Laboratory Model of Low-Power Ion Thruster with the Accelerating System of Slot Type and Film Hollow Cathode», AIAA Paper 97-3193, July 1997.
4. Gorshkov O.A., Grigor'yan V.G., Muravlev V.A., et al., «Experimental Research of Integral Characteristics of Ion Thrusters with Small-Sized Discharge Chambers», KeRC Report 2705, KeRC, 1997.
5. Belikov M.B., Gorshkov O.A., Jakupov A.B., Khartov S.A., «Experimental Research of SPT Low-Power Perspective Model», AIAA Paper 98-3786, July 1998.

Характеристики СПД малой мощности.

В. Ким, В.И. Козлов, А.В. Лазуренко, А.И. Скрыльников

НИИПМЭ МАИ

125810, г. Москва, Волоколамское шоссе, 4

Тел.: (095) 158-0020

Факс: (095) 158-0367

В связи со все большим вниманием к использованию малоразмерных ИСЗ в космической технике представляет интерес разработка электроракетных двигателей (ЭРД) и, в частности, стационарных плазменных двигателей (СПД) малой мощности. В данном докладе представлены результаты разработки и экспериментального исследования характеристик моделей СПД, способных обеспечить удовлетворительные тяговые характеристики в диапазоне мощностей (50-250) Вт. Эти модели имеют наружный диаметр ускорительного канала от 20 до 30 мм и уровень тягового к.п.д. (20-35)% в указанном диапазоне мощностей при удельных импульсах (1000-1500) с. Таким образом, созданные двигатели на основе указанных моделей могут успешно применяться в системах коррекции орбиты и ориентации малоразмерных ИСЗ.

Low – power SPT Performance.

V. Kim, V.I. Kozlov, A.V. Lazurenko, A.I. Skrylnikov
RIAME MAI

4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125810, Russia

Tel.: (095) 158-0020

Fax: (095) 158-0367

There is a growing interest to the utilisation of small satellites in space technology. Taking into account this interest a development of low – power Electric Propulsion Thrusters (EPT) and Stationary Plasma Thrusters (SPT) in particular is of great importance. Results of development and experimental studies of SPT laboratory models capable to provide satisfactory thrust performance in the power range (50-250)W are presented in this paper. These thruster models have an external diameter of accelerating chamber in the range 20-30 mm and thrust efficiency level of (20-35)% in the above mentioned power range at specific impulses (1000-1500) s. Therefore thrusters created on the base of these thruster models could be successfully used for the small satellite orbit transfer, station keeping and attitude control.

Разработка малых СПД.

В. Ким*, В. Козлов*, А. Лазуренко*, Г. Попов*, А. Скрыльников*, К. Клаусс**, М. Дэй***,
Дж. Санкович****.

* Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и
электродинамики Московского авиационного института (НИИПМЭ МАИ)
125810 Москва, Волоколамское шоссе 4

Тел.: (095) 158 0020

Факс: (095) 158 0367

** Atlantic Research Corporation, Gainesville, Virginia, USA,

*** International Space Technology, Inc., Palo Alto, California, USA,

**** Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, USA.

В статье рассмотрены проблемы, возникающие при разработке малых стационарных плазменных двигателей (СПД) и представлены некоторые результаты их исследований, а именно: общие соотношения, отражающие зависимость характеристик двигателя от его размеров; результаты испытаний специальной лабораторной модели СПД-80, иллюстрирующие ограничения, вызываемые влиянием масштабного фактора; результаты разработки и исследования СПД-30 и СПД-25. Эти данные подтверждают возможность обеспечения тягового КПД ускорителя (рассчитанного без учета расхода рабочего тела в катод) на уровне 0.25...0.30 в диапазоне мощностей (100-250) Вт при удельном импульсе (1000-1400) с и ресурсе двигателя (500-1000) часов.

Введение.

Одной из тенденций в развитии современной космической техники является переход к использованию малых КА, позволяющих снизить стоимость реализации космических миссий. Таким образом, возникает необходимость разработки адекватных двигательных установок (ДУ) и, в частности, ДУ на базе электрических ракетных двигателей для малых КА. Принимая во внимание большой и успешный опыт использования СПД в качестве корректирующих двигателей, естественно исследовать характеристики двигателей этого типа с уменьшенным размером и мощностью. Имеется несколько физических особенностей, ограничивающих уровень тягового КПД со снижением их размеров. Для того, чтобы исследовать эти особенности, в НИИПМЭ была разработана, изготовлена и испытана в широком диапазоне рабочих режимов лабораторная модель СПД-80. Кроме того, были разработаны и испытаны лабораторные модели СПД меньших размеров: СПД-30 и СПД-25.

1. Основные физические особенности СПД, отражающие влияние масштабного фактора на характеристики СПД.

В качестве первого соотношения, отражающего влияние размера двигателя на уровень его характеристик, может быть рассмотрено соотношение между характерной длиной ускорительного канала L и длиной свободного пробега атомов до ионизации λ_i . Т.е. для того, чтобы достаточно полно ионизовать газовый поток в ускорительном канале необходимо удовлетворить следующему условию:

$$\lambda_i \ll L, \quad (1)$$

где $\lambda_i = \frac{v_i}{\langle \sigma_i v_e \rangle n_e}$, v_a - скорость атомов, $\langle \sigma_i v_e \rangle$ - коэффициент скорости ионизации, осредненный по функции распределения электронов, σ_i - сечение ионизации атомов, v_e - скорость электронов. При некоторых допущениях можно показать, что для СПД традиционной схемы, работающих при условиях подобия процессов ионизации ($\lambda_i/L = \text{const}$) и имеющих сходную геометрию основных конструктивных элементов двигателя ($b/L = \text{const}$, $d/L = \text{const}$, где b и d - ширина ускорительного канала и характерный диаметр соответственно), значение массового расхода m , обеспечивающего сравнимую эффективность ионизации для двигателей различного размера, может быть определено из следующего соотношения¹:

$$m \cong k_1 b \cong k_2 d \quad (2)$$

Последнее соотношение означает, что плотность массового расхода $m / \pi d b$ через канал увеличивается с уменьшением размеров двигателя. Следовательно, плотность мощности при том же разрядном напряжении должна так же увеличиться. Но кроме тепловых и ресурсных проблем эта особенность вызывает, как это будет показано далее, дополнительные трудности в создании соответствующей индукции магнитного поля и его конфигурации, чтобы обеспечить высокий КПД двигателя². В частности, в этой работе было показано, что требуемые значения индукции B_r магнитного поля связаны с характерным размером (ширина ускорительного канала b), параметрами рабочего режима (разрядным напряжением U_d и расходом газа m) следующим соотношением:

$$\frac{U_d}{B_r^2 L_a b} \cong \text{const} \quad (3)$$

Известно также³, что для оптимизированных СПД различных размеров при сравнимых условиях взаимодействия плазмы со стенками должен быть примерно на одном и том же уровне, т.е.

$$L_a \approx k_a b, \quad (4)$$

где $k_a = \text{const}$ - числовой коэффициент. Следовательно, можно написать

$$B_r b \cong \text{const}, \quad \text{если } U_d = \text{const} \quad (5)$$

$$B_r \sim \sqrt{U_d}, \quad \text{если } b = \text{const} \quad (6)$$

Как видно, снижение размеров двигателя вызывает необходимость увеличения значения B_r при сравнимых условиях, и это заключение в первом приближении подтверждается опытом разработки СПД. Принимая во внимание соотношение (5) и рассматривая общий магнитный поток Φ_m в двигателе, можно получить

$$\Phi_m \sim \pi d b B_r \sim d \quad (7)$$

В то же время, для того чтобы поддерживать оптимизированную конфигурацию магнитного поля в двигателях различного размера необходимо поддерживать соотношения размеров l_m критических элементов магнитной системы, используя условие подобия

$$l_m \sim d \sim b \quad (8)$$

Следовательно, значение магнитной индукции внутри материала элемента с сечением $S_m \approx \pi d_m$ должно увеличиться, т.к.

$$B_m = \Phi_m / S_m \sim 1/b \quad (9)$$

Последнее соотношение показывает, что при малых b (или d) имеется ограничение, связанное с насыщением материала элементов магнитной системы. Другими словами, невозможно поддерживать оптимальную конфигурацию магнитного поля и индукцию при уменьшенных значениях b , и, следовательно, КПД двигателя должен снизиться. Опыт разработки СПД показывает, что граничный размер составляет $d_m \sim 50$ мм ($b \sim 10$ мм).

Другая особенность, создающая дополнительные трудности в разработке малых СПД, - это влияние холловского тока на конфигурацию магнитного поля и его индукцию внутри ускорительного канала. Из общих соображений очевидно, что это влияние должно быть ограничено до определенного уровня, чтобы получить оптимальную конфигурацию магнитного поля. Также очевидно, что в первом приближении холловский ток при сравнимых условиях должен быть пропорционален разрядному току и массовому расходу через ускорительный канал. Следовательно, с увеличением массового расхода можно ожидать увеличения оптимального значения «внешней» магнитной индукции B_r , создаваемой магнитной системой для поддержания определенного соотношения между внешним и индуцированным магнитными полями, т.е. оптимальные значения токов в магнитных катушках должны увеличиваться с увеличением массового расхода при сравнимых условиях.

2. Результаты разработки и исследования СПД-80.

Для проверки некоторых из упомянутых заключений и изучения особенностей работы СПД в широком диапазоне рабочих режимов была разработана и испытана лабораторная модель СПД-80 с внешним диаметром ускорительного канала 80 мм и уменьшенной, по сравнению с типичной, толщиной ускорительного канала ($b=12$ мм). Вместе со снижением ширины канала было увеличено поперечное сечение элементов магнитной системы относительно традиционных современных СПД с такой шириной канала. Соотношение размеров между магнитными полюсами, экранами и зазорами было типичным для традиционных оптимизированных СПД. СПД-80 был испытан в широком диапазоне рабочих режимов: расход рабочего тела (ксенон) через ускорительный канал $m=(2-9.5)$ мг/с, разрядное напряжение $U_d = (100-800)$ В, разрядная мощность $N_d = (0.3-3.0)$ кВт.

Были получены типичные для СПД характеристики, включая вольт-амперные характеристики (Рис 1), зависимости тяги, тягового КПД и удельного импульса от разрядного напряжения (Рис. 2...4). Полученные данные подтверждают возможность изменять тягу СПД в 10 раз, изменяя m и U_d и получить достаточно высокий уровень тягового КПД η_t и значений удельного импульса I_{sp} (значения I_{sp} и η_t были рассчитаны без учета расхода рабочего тела в катод).

Во время испытаний проводился контроль температуры элементов конструкции двигателя: внутреннего полюса, внешнего полюса, внутренней и наружных стенок разрядной камеры. Выявлено два фактора, налагающих ограничения на выбор режимов стационарной работы СПД. Первый связан с превышением температурой внутренней стенки разрядной камеры граничного значения $\sim 700^\circ\text{C}$. При этой температуре начинается интенсивное распыление материала стенок, что снижает ресурс двигателя.

На рис.6 приведено изменение температуры элементов конструкции в ходе эксперимента ($m=5.06$ мг/с, $N_d=1720$ Вт). Температура внутренней стенки начинает существенно расти при $N_d>1700$ Вт. Вторым фактором связан с превышением температуры внутреннего полюса точки Кюри T_k . Выше этой точки магнитная проницаемость полюса резко падает. Это вызывает необходимость увеличения тока в магнитных катушках для поддержания оптимальной магнитной индукции, что, в свою очередь, вызывает дополнительное тепловыделение в полюсе. Этот фактор проявляет себя при мощностях $N_d>1500$ Вт и с увеличением расхода его влияние становится значительнее.

Полученные данные показывают также, что значение $m=2$ мг/с близко минимуму, обеспечивающему достаточно высокий уровень тягового КПД (см. Рис. 4). Уменьшение тягового КПД для $m=9.57$ мг/с при $U_d\geq 250$ В объясняется трудностью создания необходимой индукции магнитного поля в силу отмеченных выше причин. Кроме тепловых ограничений, существует упоминавшееся выше физическое ограничение, связанное с необходимостью увеличивать внешнее магнитное поле с увеличением значения m . Это заключение подтверждается зависимостью требуемых токов в катушках намагничивания от m . Как можно видеть, общая тенденция этой зависимости почти линейная. Для $m\geq 9$ мг/с было невозможно обеспечить требуемое значение тока намагничивания даже при кратковременной работе двигателя из-за перегрева проводов в катушках намагничивания. Таким образом, полученные данные подтверждают существенность рассмотренных в разделе 1 факторов.

3. Разработка и испытания малых СПД.

При разработке малых СПД была поставлена цель: достигнуть уровень КПД (25-30)% при мощностях (100-250) Вт и ресурсе $T>500$ часов. Принимая во внимание вышесказанное, а также предыдущий опыт разработки малых СПД, внешний диаметр ускорительного канала был выбран равным $d=30$ мм, ширина канала – $b=6$ мм (Рис. 7). Так как для малых СПД нагрузка на магнитную систему должна увеличиться по сравнению с двигателями типа СПД-70 и СПД-100, то были испытаны две модификации СПД-30: близкая к традиционной и с увеличенными магнитными катушками.

Определение характеристик производилось в вакуумной камере 2 м в диаметре и 6 м длиной, оборудованной тягомером и многосеточным зондом, установленным на штанге радиуса $R=0.7$ м, вращающейся в горизонтальной плоскости. Центр вращения находился на вертикальной оси СПД. Таким образом измерялось распределение ускоренного ионного потока в пределах $\pm 90^\circ$ относительно оси двигателя. Потенциал коллектора зонда составлял +50В относительно катодного потенциала. В качестве критерия угла расходимости струи использовался полуугол $\beta_{0.95}$ конуса, содержащего 95% ускоренного ионного потока, пересекающего контрольную сферу радиуса $R=0.7$ м.

Тяговый КПД и удельный импульс были рассчитаны без учета влияния массового расхода в катод и потерь в катушках намагничивания.

Результаты испытаний показали, что большинство из рассмотренных факторов оказывают существенное влияние на уровень характеристик двигателя. Так, с увеличением как напряжения, так и расхода рабочего газа увеличение КПД ограничивалось возможностями увеличения токов в катушках намагничивания.

Тем не менее, тяговый КПД ускорителя может достигать 30% при разрядной мощности $N_d=(150-200)$ Вт и может быть выше, чем 25% при $N_d=(100-250)$ Вт (Таблица1).

Оценка ресурса СПД-30, произведенная для рабочего режима с мощностью $N=150$ Вт дает значение $T\sim 600$ часов. Т.о., суммарный импульс тяги может быть оценен $\sim 1.5 \cdot 10^4 Ns$. Масса двигателя не превышает 0.4 кг.

Для изучения возможности дальнейшего уменьшения размера двигателя была разработана, изготовлена и испытана лабораторная модель СПД-25 (Рис. 8), имеющая внешний диаметр ускорительного канала $d=25$ мм и нетрадиционную конструктивную схему, обеспечивающую относительное увеличение размеров катушки намагничивания. Полученные результаты показывают, что эта модель может работать в том же диапазоне мощностей (100-250)Вт, но ее тяговый КПД приблизительно на 5% ниже, чем для СПД-30. Это подтверждает основные особенности, рассматривавшиеся выше. Достоинством разработанной модели СПД-25 является более низкая масса (~ 300 г) и меньший на 10 мм внешний диаметр корпуса двигателя.

Таблица 1.

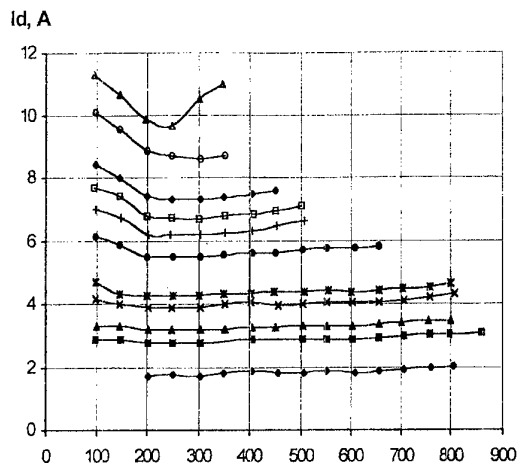
m, mg/s	U_0 , V	I_d , V	N, W	T, mN	I_{sp} , sec	η_{it} , %	$\beta_{0.95}$ deg
0.6	241.4	0.52	126	6.2	1050	25	~ 75.4
0.6	283.4	0.53	150	7.0	1120	27	~ 71
0.6	323.5	0.54	175	8.22	1394	32	~ 71
0.6	363.0	0.54	197	8.6	1471	32	~ 72
0.76	100.0	0.62	99	6.2	820	25	~ 71
0.76	205.6	0.60	124	6.85	916	25	~ 69
0.76	243	0.69	169	8.23	1104	26	~ 73
0.76	284.6	0.72	205	9.75	~ 1300	30	72
0.88	180.5	0.77	138	8.61	~ 1000	30	68
0.88	243.3	0.75	185	9.9	~ 1150	30	69
0.88	283.8	0.82	234	10.45	~ 1220	27	70

Заключение.

Приведенные в докладе данные позволяют заключить, что возможна разработка конструкции СПД, обеспечивающей тяговый КПД ускорителя на уровне $\sim 30\%$ при удельных импульсах 1000-1400 секунд и мощности (150-200) Вт и на уровне 25% при мощности $N_d \sim 100$ Вт и удельных импульсах (800-900) секунд. Такие двигатели могут успешно конкурировать с другими типами двигателей малой тяги применительно к коррекции орбиты и стабилизации малых КА.

Литература.

1. Б. Архипов и др. «Разработка и исследование моделей СПД повышенной мощности» IERС-93-222, Seattle, USA.
2. В. Ким и др. «Разработка и исследование малых СПД» AIAA-98-3335, Cleveland, USA.
3. В Гаврюшин, В. Ким, В. Козлов, Н. Масленников «Физические и технические основы развития современных СПД» IERС-95-38, Moscow, Russia, 1995.

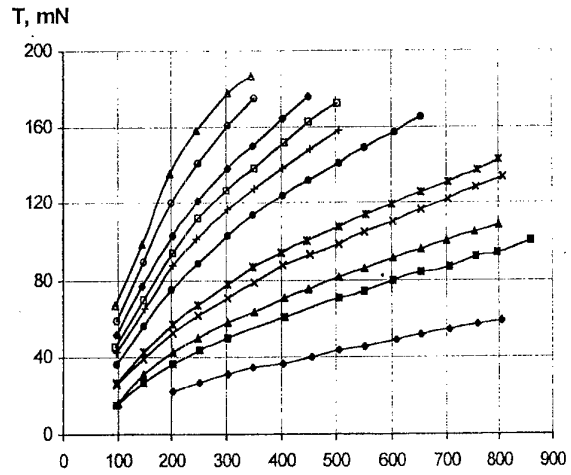


Ud, V

$\dot{m}=2.1$ mg/s $\dot{m}=3.15$ mg/s $\dot{m}=3.58$ mg/s
 $\dot{m}=4.31$ mg/s $\dot{m}=4.58$ mg/s $\dot{m}=5.77$ mg/s
 $\dot{m}=6.45$ mg/s $\dot{m}=6.9$ mg/s $\dot{m}=7.54$ mg/s
 $\dot{m}=8.65$ mg/s $\dot{m}=9.57$ mg/s

Рис. 1.

Вольт-амперные характеристики СПД-80.

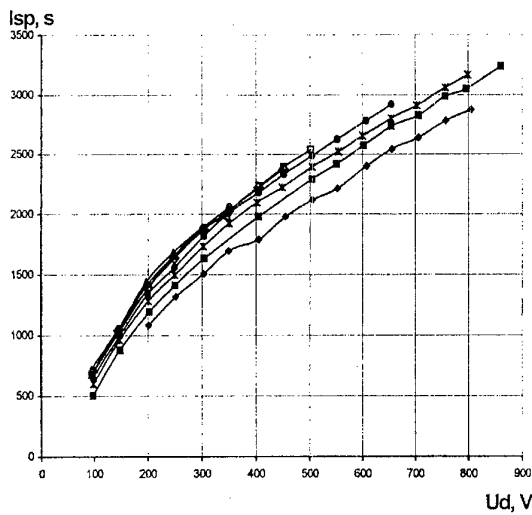


Ud, V

$\dot{m}=2.1$ mg/s $\dot{m}=3.15$ mg/s $\dot{m}=3.58$ mg/s
 $\dot{m}=4.31$ mg/s $\dot{m}=4.58$ mg/s $\dot{m}=5.77$ mg/s
 $\dot{m}=6.45$ mg/s $\dot{m}=6.9$ mg/s $\dot{m}=7.54$ mg/s
 $\dot{m}=8.65$ mg/s $\dot{m}=9.57$ mg/s

Рис. 2.

Зависимость тяги СПД-80 от разрядного напряжения.

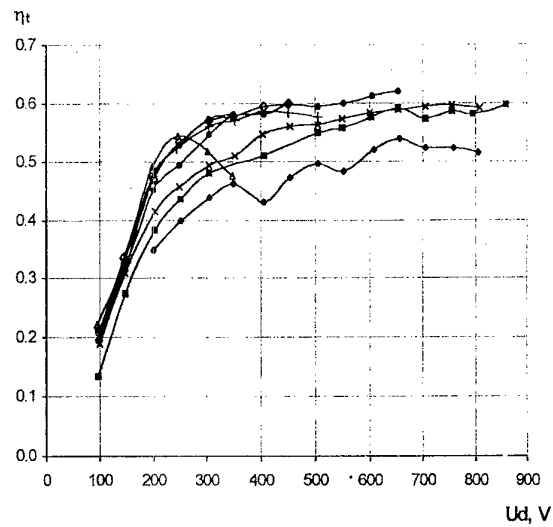


Ud, V

$\dot{m}=2.1$ mg/s $\dot{m}=3.15$ mg/s $\dot{m}=4.58$ mg/s
 $\dot{m}=5.77$ mg/s $\dot{m}=6.9$ mg/s $\dot{m}=7.54$ mg/s
 $\dot{m}=8.65$ mg/s $\dot{m}=9.57$ mg/s

Рис. 3.

Зависимость удельного импульса СПД-80 от разрядного напряжения.



Ud, V

$\dot{m}=2.1$ mg/s $\dot{m}=3.15$ mg/s $\dot{m}=4.31$ mg/s
 $\dot{m}=5.77$ mg/s $\dot{m}=6.45$ mg/s $\dot{m}=7.54$ mg/s
 $\dot{m}=8.65$ mg/s $\dot{m}=9.57$ mg/s

Рис. 4.

Тяговый КПД СПД-80.

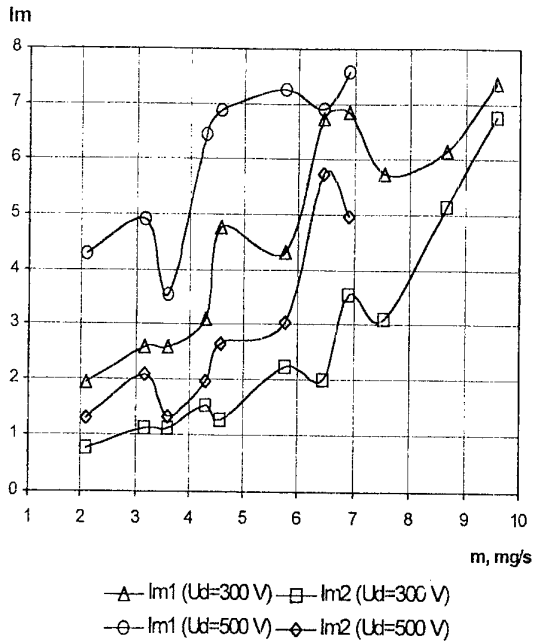


Рис. 5.
Зависимость тока в магнитных катушках от расхода рабочего тела

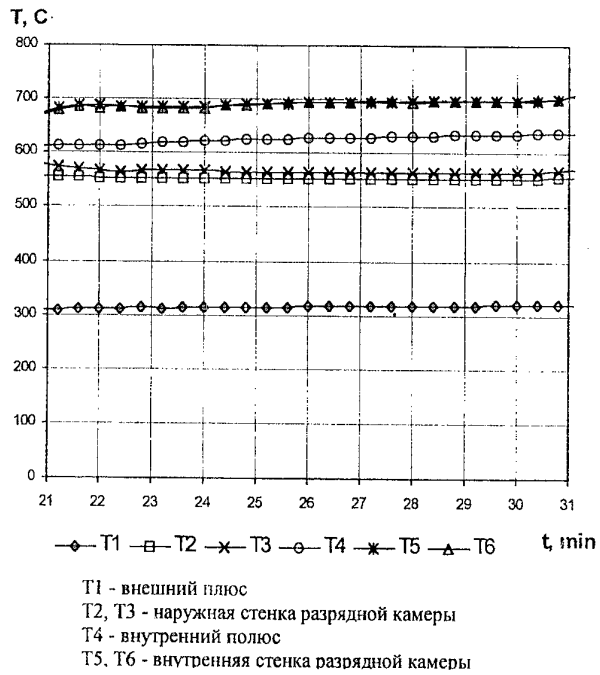


Рис. 6.
Температура элементов конструкции СПД-80

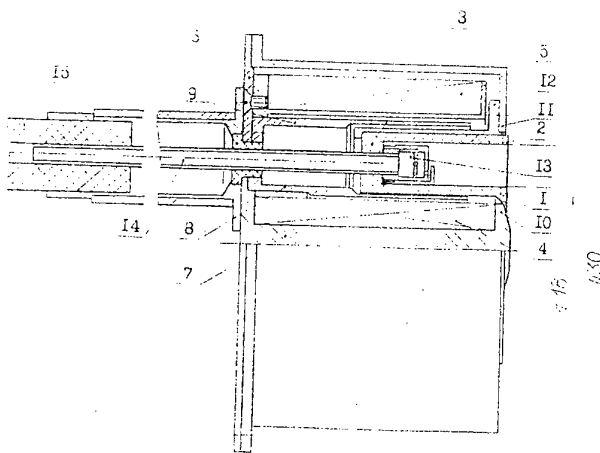


Рис. 7.
Конструктивная схема СПД-30

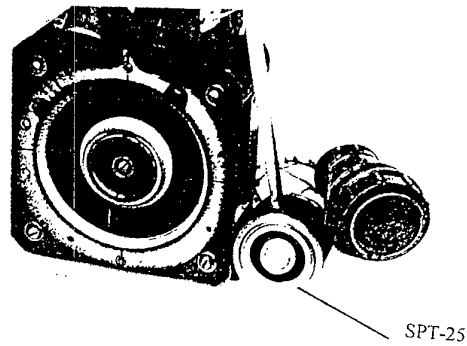


Рис. 8.
Общий вид СПД-25

Development of small SPT.

V. Kim *, V. Kozlov *, A. Lazurenko *, G. Popov *, A. Skrylnikov *, C. Clauss **, M. Day ***,
J. Sancovic ****.

* Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute
(RIAME MAI)

4, Volokolamskoe shosse, Moscow, Russia, 125810

Phone.: (095) 158 0020

Fax: (095) 158 0367

** Atlantic Research Corporation, Gainesville, Virginia, USA,

*** International Space Technology, Inc., Palo Alto, California, USA,

**** Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, USA.

In a paper the problems originating at development of small stationary plasma thrusters (SPT) are considered and some outcomes of their investigation are presented, namely: general relationships reflecting the dependence of a thruster performances on its scale; results of the special laboratory model SPT-80 testing illustrating restrictions caused by the scaling factor impact; results of development and tests of SPT-30 and SPT-25. These data confirm a possibility of ensuring the accelerator thrust efficiency (calculated without cathode mass flow rate) at a level of 0.25...0.30 in a power range (100-250) W at specific impulse (1000-1400)s and thruster lifetime (500-1000) hours.

Introduction.

One of the tendencies in development of a modern space technology is the increase of small spacecraft use permitting to lower the cost of a realization of space missions. Thus, there is a necessity of adequate propulsion systems (PS) development and, in particular, PS on the basis of electric propulsion for small spacecraft (S/C). Taking into consideration a wide and successful experience of SPT application as a S/C orbit correction thruster, it is natural to investigate performances of this type thrusters with the reduced size and power. There are some physical particularities restricting level of thrust efficiency with decreasing of their sizes. To investigate these particularities, at RIAME MAI there was developed, manufactured and tested the laboratory model SPT-80 in a broad range of operating modes. Besides, the SPT laboratory models of smaller sizes - SPT -30 and SPT-25 - were developed and tested.

1. Basic physical particularities of SPT reflecting impact of the scaling factor on SPT performance.

As the first relationship reflecting impact of the thruster scale on a level of its performances, the relationship between characteristic length of acceleration channel L and free path of atoms before ionization λ_i can be considered. I.e. to ionize fully enough the gas flow in a channel it is necessary to satisfy with the following condition:

$$\lambda_i \ll L, \quad (1)$$

where $\lambda_i = \frac{v_i}{\langle \sigma_i v_e \rangle n_e}$, v_a - velocity of atoms, $\langle \sigma_i v_e \rangle$ - ionization rate factor averaged through electron distribution function, σ_i - atom ionization cross-section, v_e - electron velocity. At some assumptions it is possible to show, that for SPT of the traditional design scheme operating under ionization process similarity conditions ($\lambda_i / L = \text{const}$) and having similar geometry of the basic thruster design elements ($b/L = \text{const}$, $d/L = \text{const}$, where b and d - accelerating channel width and characteristic diameter accordingly), the value of the mass flow rate m , ensuring comparable effectiveness of ionization for thrusters of various sizes, can be defined¹ from the following relationship:

$$m \cong k_1 b \cong k_2 d \quad (2)$$

The last relationship means, that the mass flow density $m/\pi db$ through a channel is increased with a decreasing of the thruster sizes. Therefore, the power density under the same discharge voltage is to be increased. But except the thermal and lifetime problems this singularity causes, as it will be shown further, additional difficulties in creation of an appropriate magnetic field induction and topology to ensure high efficiency of the thruster². In particular, there was shown, that the required values of a magnetic field induction B_r are connected to a characteristic dimension (accelerating channel width b), parameters of an operating mode (discharge voltage U_d and gas mass flow rate m) by the following relationship:

$$\frac{U_d}{B_r^2 L_a b} \cong \text{const} \quad (3)$$

It is known also³ that for optimized SPT of various sizes under comparable conditions of plasma interaction with walls should be of the same level, i.e.

$$L_a \approx k_a b, \quad (4)$$

where $k_a = \text{const}$ - numerical factor. Therefore, it is possible to write:

$$B_r b \cong \text{const}, \quad \text{if } U_d = \text{const}, \quad (5)$$

$$B_r \sim \sqrt{U_d}, \quad \text{if } b = \text{const} \quad (6)$$

As one can see, the decreasing of thruster sizes requires B_r value increasing under comparable conditions. This conclusion in the first approximation is confirmed by experience of SPT development. Taking into consideration a relationship (5) and considering a total magnetic flux Φ_m in a thruster, it is possible to receive

$$\Phi_m \sim \pi db B_r \sim d \quad (7)$$

At the same time, to maintain an optimized configuration of a magnetic field in thrusters of a various sizes it is necessary to maintain relation of sizes l_m of critical magnetic system elements and scaling factor, using a condition of a similarity

$$l_m \sim d \sim b \quad (8)$$

Therefore, the value of a magnetic induction inside material of the element with cross-section $S_m \approx \pi d l_m$ should be increased, because

$$B_m = \Phi_m / S_m \sim 1/b \quad (9)$$

The last relationship shows that at small b (or d) there is a restriction connected to saturation of a material of the magnetic system elements. In other words, it is impossible to support an optimum configuration of a magnetic field topology and induction at the reduced values b , and, therefore, the efficiency of a thruster will be decreased. The SPT development experience shows that the boundary size is $d_m \sim 50$ mm ($b \sim 10$ mm).

Hall current impact on the magnetic field topology and its induction inside accelerating channel creates additional difficulties in small SPT development. From common reasons is obvious, that this impact should be limited to a definite level to obtain an optimum configuration of the magnetic field. Also it is obvious, that in the first approximation Hall current under comparable conditions should be proportional to the discharge current and mass flow rate in acceleration channel. Therefore, with increase of the mass flow rate we can expect an increase in optimal value of an "external" magnetic induction B_r created by a magnetic system for maintaining of the defined relationship between external and induced magnetic fields. I.e. the optimal value of currents in magnetization coils should be increased with increase of the mass flow rate under comparable conditions.

2. Results of SPT-80 development and research.

To verify some above-mentioned conclusions and study particularities of SPT operation in a wide range of operating modes the laboratory model SPT-80 was developed and tested. It has an external diameter of the accelerating channel of 80 mm and reduced, in comparison with typical, width of the accelerating channel ($b = 12$ mm). Along with the reducing of the channel width a cross-section of the magnetic system elements was increased relatively traditional modern SPT with such width of the channel. The relation of sizes between magnetic poles, screens and gaps was typical for traditional optimized SPT. SPT-80 was tested in a wide range of operating modes: the mass flow rate of a working gas (xenon) through the accelerating channel $m = (2-9.5)$ mg/s, discharge voltage $U_d = (100-800)$ V, discharge power $N_d = (0.3-3.0)$ kW.

The characteristics typical for SPT including voltage-current characteristics (Fig. 1), dependencies of thrust, efficiency and specific impulse from discharge voltage (Fig. 2 ... 4) were obtained. These data confirm a possibility to change the SPT thrust by 10 times, changing m and U_d and to receive high enough level of thrust efficiency η_t and values of specific impulse I_{sp} (values I_{sp} and η_t were calculated without consideration of the cathode mass flow rate).

During the tests the temperature of the thruster design elements was monitored: an internal pole, an external pole, internal and external walls of the discharge chamber. Two factors imposing restrictions on a choice of conditions of SPT stationary operation were detected. The

first factor is connected to excess of the temperature of the discharge chamber internal wall over the boundary value $\sim 700^{\circ}\text{C}$. At this temperature the intensive sputtering of the walls material begins that reduces thruster lifetime. Fig. 6 shows the variation of temperature of design elements during experiment ($m = 5.06 \text{ mg/c}$, $N_d = 1720 \text{ W}$). Temperature of the internal wall begins essentially to grow at $N_d > 1700 \text{ W}$. The second factor is connected to excess of temperature of the internal pole over Curie point (T_c). Above this point the magnetic permeability of a pole sharply decreases. It causes the necessity to increase current in the magnetization coils for maintaining an optimum magnetic induction that in its turn causes an additional heat release in a pole. This factor exhibits itself at powers $N_d > 1500 \text{ W}$ and with increasing of the mass flow rate its impact becomes more significant.

The obtained data show also, that a value $m = 2 \text{ mg/s}$ is close to a minimum ensuring a high enough level of thrust efficiency (see. Fig. 4). Decrease of thrust efficiency for $m = 9.57 \text{ mg/s}$ at $U_d \geq 250\text{V}$ is explained by difficulty in creation of the necessary magnetic field induction due to the marked above reasons. Except thermal restrictions, there is a mentioned above physical restriction connected to necessity to increase an external magnetic field with increase of the m value. This conclusion is confirmed by dependence of required currents in magnetization coils on m . It is possible to see the general tendency of this dependence is almost linear. For $m \geq 9 \text{ mg/s}$ it was impossible to ensure a required value of the magnetization current even at short-term thruster operation because of an overheating of wires in the magnetization coils. Thus, the obtained data confirm importance of considered in section 1 factors.

3. Development and tests of the small SPT.

The goal was posed for development of the small SPT: to reach a level of efficiency (25-30) % at power (100-250) W and lifetime $T > 500$ hours. Taking into consideration all the above-mentioned and also the previous experience of small SPT development, the external diameter of an accelerating channel was selected $d = 30 \text{ mm}$, width of a channel - $b = 6 \text{ mm}$ (Fig. 7). Since for small SPT the load on a magnetic system should be increased in comparison with thrusters of SPT-70 and SPT-100 types, two modifications SPT-30 were tested: close to traditional and with increased magnetic coils.

The determination of performances was conducted in the vacuum chamber 2 m in a diameter and 6 m in length equipped with thrust-stand and a retarding potential analyzer (RPA), installed on a boom of radius $R = 0.7 \text{ m}$, rotated in a horizontal plane. Center of rotation was on SPT axes. The distribution of an accelerated ion flow was measured in the range $\pm 90^{\circ}$ respective to thruster axes. The potential of a collector of a probe was $+ 50\text{B}$ respective to cathode potential. As a criterion of a plume divergence the half-angle $\beta_{0.95}$ was used which contained 95 % of an accelerated ion flow, crossing the reference sphere with radius $R = 0.7 \text{ m}$.

Thrust efficiency and specific impulse had been calculated without the cathode mass flow rate impact and power losses in magnetization coils.

The results of tests have shown that majority from the considered factors had essential impact on the thruster performance level. In particular, with increasing both voltage and mass flow rate the increasing of efficiency is limited by possibilities of current increase in magnetization coils.

Nevertheless, thrust efficiency of the accelerator can reach 30 % at a discharge power $N_d = (150-200) \text{ W}$ and can be higher, than 25 % at $N_d = (100-250) \text{ W}$ (Table 1).

The evaluation of SPT-30 lifetime made for the operating mode with power $N_d = 150$ W gives a value $T \sim 600$ hours. So, the total thrust pulse can be estimated as $\sim 1.5 \cdot 10^4$ Ns. The thruster mass does not exceed 0.4 kgs.

To study the possibility of a further decreasing of thruster size there was developed, manufactured and tested laboratory model SPT-25 (Fig. 8), having an external diameter of an accelerating channel $d = 25$ mm and non-traditional design concept. The obtained results show that this model can operate in a range of power (100-250) W, but its thrust efficiency approximately by 5 % lower than that one for SPT-30. This tendency confirms basic particularities considered above. Advantage of the developed SPT-25 model is the lower mass (~ 300 g) and less by ~ 10 mm external diameter of thruster body.

Table 1.

m, mg/s	U_d , V	I_d , V	N, W	T, mN	I_{sp} , sec	η_t , %	$\beta_{0.95}$ deg
0.6	241.4	0.52	126	6.2	1050	25	~ 75.4
0.6	283.4	0.53	150	7.0	1120	27	~ 71
0.6	323.5	0.54	175	8.22	1394	32	~ 71
0.6	363.0	0.54	197	8.6	1471	32	~ 72
0.76	100.0	0.62	99	6.2	820	25	~ 71
0.76	205.6	0.60	124	6.85	916	25	~ 69
0.76	243	0.69	169	8.23	1104	26	~ 73
0.76	284.6	0.72	205	9.75	~ 1300	30	72
0.88	180.5	0.77	138	8.61	~ 1000	30	68
0.88	243.3	0.75	185	9.9	~ 1150	30	69
0.88	283.8	0.82	234	10.45	~ 1220	27	70

Conclusion.

Data presented in a paper confirm that it is possible to develop SPT design, ensuring the accelerator thrust efficiency at a level of ~ 30 % under specific impulses 1000-1400 seconds and power (150-200) W and at a level of ~ 25 % at power N_d of ~ 100 W and specific impulses (800-900) seconds. Such thrusters can successfully compete to other types of low-power thrusters for orbit correction and attitude control of small spacecrafts.

References.

1. B.Arhipov et al "Development and Investigation of Characteristics of Increased Power SPT models" – paper IEPC-93-222, Seattle, USA, 1993.
2. V. Kim et al "Development and characterization of small SPT " - paper AIAA-98-3335, Cleveland, USA.
3. V.Gavryushin, V.Kim, V.Kozlov, N.Maslennikov "Physical and technical bases of the modern SPT development" – paper IEPC-95-38, Moscow, Russia, 1995.

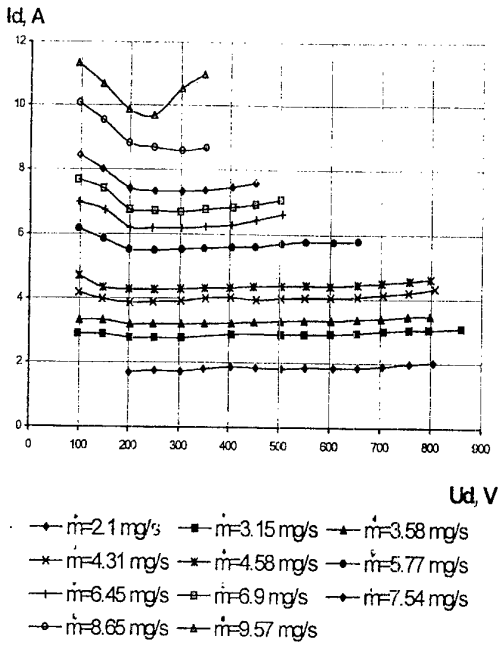


Fig. 1.
SPT-80 voltage-current characteristics.

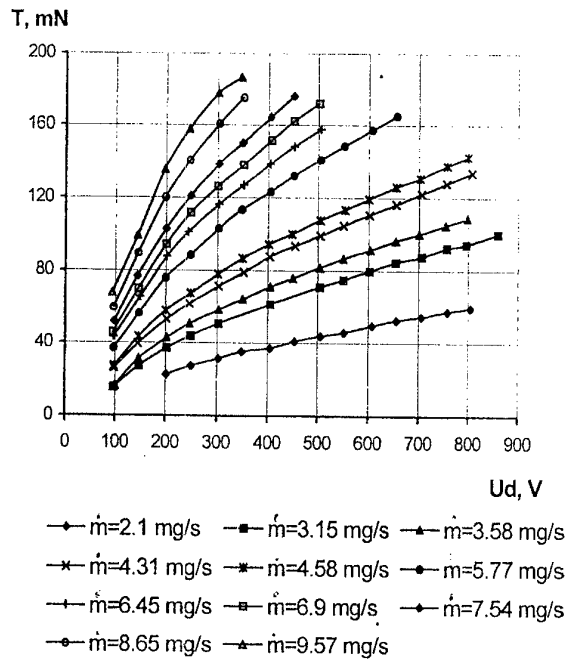


Fig. 2.
Thrust versus discharge voltage for SPT-80.

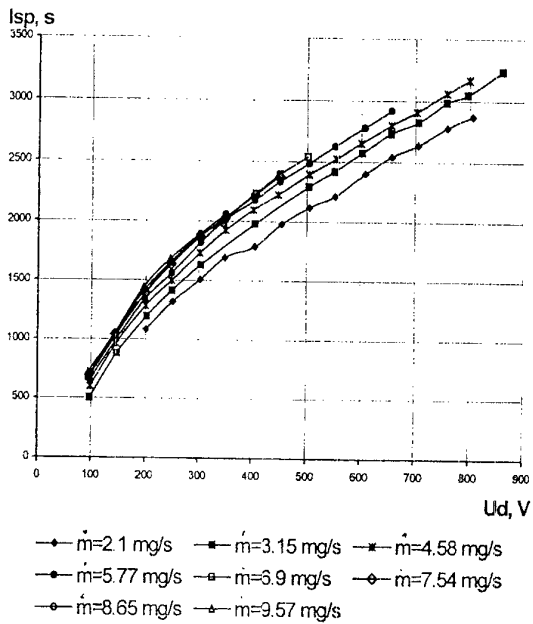


Fig. 3.
Specific impulse versus discharge voltage for SPT-80.

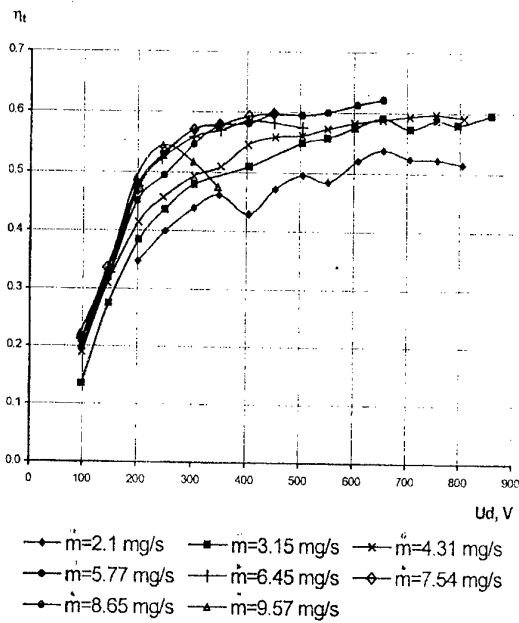


Fig. 4.
Thrust efficiency for SPT-80.

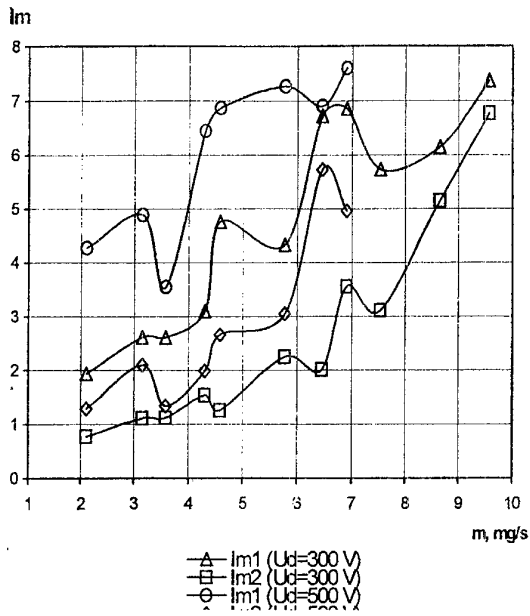


Fig. 5
Magnetization currents versus mass flow rate for SPT-80

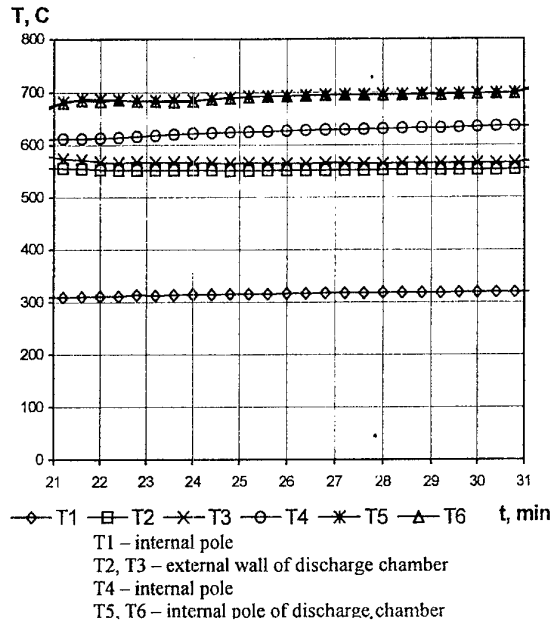


Fig. 6.
SPT-80 design elements temperature

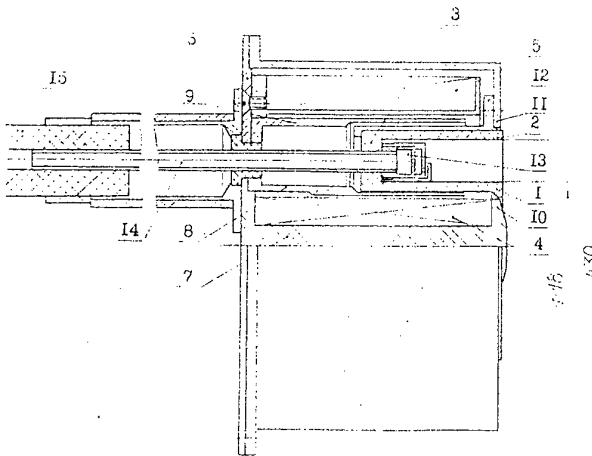


Fig. 7
SPT-30 design scheme.

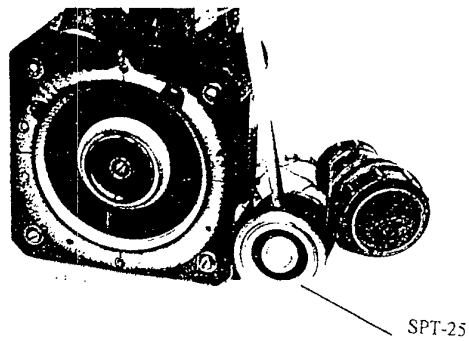


Fig. 8
SPT-25 general scheme.

Влияние емкости накопителя энергии на характеристики ИПД

Кривоносов И.Г., Орлов М.М., Попов Г.А., Яковлев В.Н.

НИИПМЭ МАИ

125810, Москва, Волоколамское шоссе, 4

Факс: (095) 159-03-67

Реферат

Развиваемая в последнее время технология малых искусственных спутников нуждается в столь же миниатюрных системах создания реактивной тяги для ориентации и поддержания положения КА в пространстве¹. Одним из реальных претендентов на это место является импульсный плазменный двигатель (ИПД), который может потреблять мощность на уровне нескольких десятков ватт и при этом имеет низкую массу, небольшие габариты и очень малую величину единичного импульса тяги.

Основным элементом ИПД, от которого в большой степени зависят характеристики двигателя, является емкостной накопитель энергии.

В данной работе приведены предварительные результаты исследования влияния емкости накопителя на тяговые характеристики ИПД. Кроме того было проведено исследование распределения разрядного тока по длине электродов двигателя при помощи поясов Роговского, вмонтированных в катод.

В результате экспериментов были получены зависимости измеренных (импульс тяги и масса сгустка) и рассчитанных (среднемассовая скорость плазмы и КПД двигателя) тяговых характеристик ИПД от емкости накопителя энергии, которые для исследованного диапазона емкостей показали динамику на улучшение характеристик ИПД (импульса тяги на ~10%, КПД – на ~20%) при увеличении емкости накопителя энергии.

Исследование распределения тока по длине электродов ИПД показало, что основной токовый слой имеет продольный размер примерно 30-40 мм и движется вдоль электродов со скоростью 10-13 км/с. Отмечено наличие в начале разряда так называемого фор-тока, движущегося со скоростью примерно 40 км/с.

Введение

Один из путей повышения тяговых характеристик ИПД состоит в оптимизации электротехнических параметров емкостного накопителя энергии. Для этого необходимо знать как тот или иной параметр влияет на процессы в разрядной камере ИПД и соответственно на тяговые характеристики.

Влияние индуктивности и внутреннего активного сопротивления емкостного накопителя на тяговые характеристики ИПД примерно ясно из простых соображений: увеличение активного сопротивления любого элемента разрядной цепи приводит к повышению джоулева тепловыделения в элементе, что является паразитным расходом энергии; увеличение индуктивности накопителя, которая входит вместе с индуктивностью токоподводов в начальную индуктивность L_0 двигателя, также отрицательно сказывается на тяговых характеристиках ИПД, особенно если эта индуктивность по величине сопоставима или даже больше индуктивности разрядной камеры $L_p = L' \cdot x_{эл}$, где L' – погонная индуктивность электродов, а $x_{эл}$ – максимальное расстояние, которое пробегает токовая перемычка по электродам.

Влияние же величины емкости накопителя на характеристики двигателя неоднозначно. Отдельные исследователи² делают вывод о том, что для улучшения характеристик необходимо укорачивать разряд за счет уменьшения емкости и

увеличения зарядного напряжения (т.ч. энергия накопителя остается постоянной), при этом якобы повышается степень ионизации и улучшается коэффициент использования рабочего тела.

Однако из анализа уравнений простейшей модели электромагнитного ускорения³ ранее нами были сделаны выводы⁴, что тяговые характеристики эрозионного ИПД должны улучшаться при удлинении тока и придании ему большей аperiodичности (увеличении декремента затухания). Как показывает численное решение уравнения колебания тока в RLC-контуре, этого можно добиться путем уменьшения индуктивности разрядного контура либо увеличения активного сопротивления и емкости. Динамика на уменьшение индуктивности контура за счет начальной индуктивности реализуется по возможности во всех разрабатываемых ИПД, однако здесь существует физический предел, связанный с конечностью собственной индуктивности конденсаторов, составляющих накопитель энергии, и индуктивности токоподводов. Увеличивать активное сопротивление, как показано выше, нельзя. Таким образом единственным путем перехода на более длинный разряд с большей аperiodичностью является увеличение емкости с одновременным снижением рабочего напряжения, так чтобы энергия, запасаемая в накопителе, оставалась неизменной.

Экспериментальная установка

Конструкция экспериментальной модели ИПД

Накопитель ИПД состоял из одиннадцати конденсаторов суммарной емкостью 103 мкФ с максимальным зарядным напряжением 2,5 кВ. Конденсаторы в сборке были расположены по наиболее компактной сотовой схеме и скоммутированы двумя плоскими медными шинами с прокладкой между последними фторопластовой пленкой толщиной 0,2 мм так, что начальная индуктивность непосредственно накопителя составила 10 нГн. Накопитель был спроектирован таким образом, что уменьшение его емкости производилось за счет устранения гальванического контакта между центральным выводом любого из конденсаторов и верхней шиной ошиновки без изъятия конденсатора из накопителя. Для исследования были выбраны следующие значения емкости: 26, 64 и 103 мкФ. Все эксперименты проводились при энергии, запасаемой в накопителе, 40÷100 Дж.

Разрядная камера ИПД представляла из себя рельсотрон с боковой подачей рабочего тела (РТ – Фторопласт-4) в разрядный канал. Конструкция разрядной камеры и внешний облик накопителя энергии показаны на Рис. 1.

Элементы разрядного канала имели следующие размеры: высота шашек рабочего тела (расстояние между электродами) 40 мм, глубина разрядного канала (осевой размер шашек) 30 мм, ширина канала (расстояние между шашками) могла варьироваться в пределах от 5 до 20 мм. Ширина электродов была взята 40 мм, длина электродов от торцевого изолятора до среза – 70 мм.

Блок разрядной камеры был выполнен из стеклотекстолитового силового набора, на котором крепились: электроды ИПД (анод (2) и катод (3)); торцевой изолятор (4), выполненный из алунда и игнайтер (5) системы инициирования разряда. Шашки рабочего тела (6) фиксировались путем зажатия между электродами ИПД. На стадии лабораторной отработки было принято решение отказаться от системы подачи шашек, так как в процессе небольших серий срабатывания устройства (~3·10³ импульсов) геометрия разрядной камеры за счет вырабатыва-

ния шашек изменяется очень незначительно. В торцевом изоляторе была выполнена форкамера глубиной 5 мм, которая служит для ликвидации науглероживания рабочих поверхностей фторопластовых шашек в области стыковки их с торцевым изолятором.

Блок иницирования разряда (БИР) (7) крепился сверху накопителя энергии. Зарядка БИРа осуществлялась от основного зарядного напряжения ИПД. Для электрической развязки зарядных цепей основного накопителя и БИРа в цепь последнего были введены два сопротивления по 1,3 кОм. Иницирование на данной модели было реализовано по двухступенчатой схеме, в связи с этим игнайтер состоял из двух стержневых электродов, разделенных керамическим изолятором, и третьего электрода в виде полого цилиндра, охватывающего этот изолятор. Вся сборка в свою очередь помещалась в тонкостенную керамическую трубку с наружным диаметром 8 мм.

И накопитель и узел разрядной камеры крепились на общей силовой плите толщиной 8 мм из текстолита. Плита имела центровочные элементы для точной установки ИПД на платформу тягомера.

Необходимо отметить, что ранее в лаборатории при участии одного из авторов была исследована модель ИПД с накопителем емкостью 200 мкФ. Накопитель этой модели состоял из двух конденсаторов по 100 мкФ, поэтому его начальная индуктивность была более чем в два раза выше, чем у описанной выше модели. Кроме того науглероживание рабочих поверхностей шашек рабочего тела, вызванное по всей видимости сильным выносом тока из разрядной камеры, потребовало установки форкамеры глубиной 20 мм, что также отрицательно сказалось на характеристиках ИПД. В связи с этим его характеристики будут приводиться здесь для сравнения как информационные.

Стендовое оборудование

Экспериментальная отработка ИПД проводится в вакуумной камере объемом 2 куб. м при давлении остаточного газа не более 0,01 Па.

Подача рабочего напряжения на двигатель, а также импульсов на запуск двигателя в процессе лабораторной отработки ИПД осуществлялась от стендовой системы электропитания и управления.

Для точного контроля зарядного напряжения на исследуемой модели ИПД был применен смешанный RC-делитель с коэффициентом деления 1:1017, который коммутировался на зарядные клеммы двигателя. Для безопасности проведения измерений катод ИПД заземлялся. Точность измерения зарядного напряжения накопителя непосредственно перед срабатыванием устройства при помощи делителя составила величину ± 5 В, что соответствует точности контроля запаасаемой энергии не хуже 1%.

Регистрация разрядного тока двигателя проводилась с помощью пояса Роговского, охватывавшего анодную шину. Для интегрирования сигнала был применен RC-интегратор. Чувствительность пояса Роговского с интегратором составила 17 кА/В.

Средняя тяга ИПД определялась с использованием маятникового тягомера прямого действия.

Определение расхода рабочего тела проводилось взвешиванием шашек РТ на аналитических весах АДВ-200М 2-го класса точности.

Исследование характеристик ИПД

В процессе экспериментов исследовались тяговые характеристики двигателя (средняя тяга при частотной работе и масса рабочего тела, эродируемая за один импульс), а также фиксировалась форма и величина разрядного тока.

Разрядный ток в ИПД

Прежде всего необходимо рассмотреть, как изменяется разрядный ток в ИПД с боковой подачей рабочего тела и характеризуемая им индуктивность двигателя во время работы, в зависимости от емкости накопителя энергии. На Рис.2 представлены формы разрядных токов исследованных модификаций ИПД: 1 – ток в двигателе с накопителем емкостью 26 мкФ; 2 – ток в двигателе при емкости накопителя 64 мкФ; 3 – ток в двигателе с накопителем емкостью 103 мкФ. На этом же рисунке для сравнения приведена форма тока в двигателе, накопитель которого имел емкость 200 мкФ (штриховая линия). Как удобную характеристику степени аperiodичности разряда можно ввести соотношение величин амплитуд первого и второго максимумов разрядного тока $\hat{I} = I_1/I_2$. Значения этого параметра для двигателей с различными емкостями накопителей приведены в таблице. Там же даны рассчитанные по осциллограммам тока средние индуктивности разряда на первом полупериоде тока L_{Σ} .

Таблица

Емкость накопителя	Начальная индуктивность L_0 (нГн)	Разрядная индуктивность ИПД L_{Σ} (нГн)	Индуктивность токовой перемычки $L_p = L_{\Sigma} - L_0$ (нГн)	Соотношение индуктивностей $L_{отн} = L_p/L_0$	Параметр \hat{I}
26 мкФ	20	35	15	0,75	1,8–2,0
64 мкФ	20	40	20	1,0	2,4
103 мкФ	20	45	25	1,25	2,5
200 мкФ	50	85	35	0,7	2,75

По величине L_p можно примерно оценить, какое расстояние $x_{эл}$ проходит "центр масс" токовой перемычки вдоль электродов во время первого полупериода тока. Учитывая то, что погонная индуктивность электродов L' у всех рассматриваемых ИПД была на уровне 6,5 нГн/см, можно рассчитать величину $x_{эл}$ для двигателей (в порядке возрастания емкости накопителя): 2,3 см / 3,0 см / 3,8 см / 5,4 см. Последняя цифра, которая относится к модели ИПД с емкостью накопителя 200 мкФ, косвенно подтверждает правильность предположения о том, что причина науглероживания шашек рабочего тела в этой модификации двигателя связана с сильным выносом разрядного тока вдоль электродов, в результате чего плотность излучения из плазмы на шашки рабочего тела недостаточна не только для абляции фторопласта, но и для снятия тонкой графитовой пленки, которая осаждается на поверхность шашек после каждого разряда.

Из совместного анализа данных, приведенных в таблице, и тяговых характеристик двигателей, описанных далее, видно, что высокий параметр \hat{I} является необходимым, но не достаточным условием для получения лучших величин импульса тяги и КПД – необходимо еще, чтобы соотношение $L_{отн}$ индуктивности разрядной камеры L_p и начальной индуктивности L_0 было также высоким.

Тяговые характеристики ИПД

Средняя тяга ИПД определялась с использованием маятникового тягомера прямого действия. При частотной работе двигателя ($f=2$ Гц) платформа тягомера под действием силы реактивной тяги смещается. Величина смещения фиксируется по изменению зазора между индукционным датчиком и пластиной из магнитомягкого металла, жестко закрепленной на платформе, и пропорциональна средней тяге ИПД. Сигнал с датчика выводится на милливольтметр.

Абсолютная величина тяги двигателя определялась после калибровки тягомера статической силой определенной величины. Импульс тяги высчитывается делением средней тяги двигателя при частотной работе на частоту следования импульсов.

Для определения расхода массы рабочего вещества за импульс проводилось взвешивание шашек на аналитических весах до и после серии из нескольких тысяч импульсов. Точность взвешивания составляла 0,1 мг, что при расходе рабочего тела за серию не менее 200 мг соответствует точности измерения расхода рабочего тела за импульс не хуже 0,05%.

Перейдем к рассмотрению тяговых характеристик описываемых двигателей. В процессе исследования определялись зависимости их от энергии, запасаемой в накопителе ИПД, и от ширины разрядного канала (расстояния между шашками). На Рис.3 представлены зависимости характеристик ИПД с накопителем емкостью 103 мкФ и разрядным каналом шириной 20 мм от энергии накопителя. Из рисунка видно, что при энергии 100 Дж импульс тяги достигает величины 2,7 мН·с при том, что тяговый коэффициент полезного действия составляет 16,2%.

На Рис.4 показано влияние ширины разрядного канала на характеристики той же модификации ИПД при энергии 80 Дж. При других значениях запасаемой энергии динамика изменения параметров при изменении ширины канала сохраняется, но, естественно, на другом уровне абсолютных значений.

Из Рис.4 видно, что ИПД с боковой подачей рабочего тела позволяет за счет изменения ширины канала варьировать параметрами плазменного сгустка: можно повышать импульс тяги за счет незначительного проигрыша в КПД и наоборот. То есть при изменении ширины канала происходит изменение соотношения газодинамического и электромагнитного механизмов ускорения и их вклада в импульс тяги и КПД.

На Рис.5 приведены характеристики трех двигателей с разными емкостями накопителей: 26 мкФ, 64 мкФ и 103 мкФ. Для всех характеристик начальные условия одинаковые: запасаемая энергия 80 Дж и ширина разрядного канала 20 мм. На рисунке приведены также данные для двигателя с емкостью 200 мкФ, хотя его начальная индуктивность была неудовлетворительно высокой, что не позволяет проводить адекватное сравнение его характеристик с характеристиками других описываемых моделей. Вследствие высокой начальной индуктивности и глубокой форкамеры тяговые характеристики этой модели были относительно низкими.

Из Рис.5 видна отчетливая тенденция на улучшение всех параметров при повышении емкости накопителя: увеличение импульса тяги, скорости и КПД и уменьшение эродированной массы.

Однако, так как по мере увеличения емкости накопителя увеличивается вынос токовой перемычки вдоль электродов, остается не до конца исследованным вопрос, при какой емкости накопителя характеристики начнут ухудшаться за счет увеличения глубины форкамеры, требуемой для ликвидации науглероживания, как это произошло на двигателе с накопителем 200 мкФ.

Исследование распределения тока вдоль электродов

Для определения динамики токовой перемишки в случае повышенной емкости накопителя ИПД было проведено исследование распределения разрядного тока по длине электродов двигателя при помощи поясов Роговского, вмонтированных в катод. Эти эксперименты были проведены на конфигурации ИПД с емкостью накопителя 103 мкФ.

Для установки поясов Роговского в катоде двигателя были выполнены восемь поперечных отверстий диаметром 3 мм. Схема расположения отверстий, а также окончательная схема установки одного из поясов Роговского в катоде показаны на Рис.6. Как видно из рисунка, установленный таким образом пояс регистрирует ток, собираемый участком поверхности катода, ограниченным двумя пазами. Осевая протяженность каждого участка 6 мм: Ширина паза между участками – 1 мм. Специально под эту задачу было изготовлено несколько поясов Роговского диаметром 2,5 мм (малый диаметр тора). Из-за уменьшенного диаметра их чувствительность составила 85 кА/В.

Одновременно на катод устанавливалось от одного до трех поясов. Регистрация токов производилась во многих импульсах и после этого все данные подвергались статистической обработке. Характерная осциллограмма токового сигнала с одной из площадок приведена на Рис.7.

Обращает на себя внимание короткий всплеск в начале осциллограммы. Эта особенность присутствует на всех диагностируемых участках катода (кроме первого, где он сливается с основным сигналом), причем чем дальше участок расположен от торцевого изолятора, тем больше время максимума этого пика. По расстоянию между участками катода и по смещению во времени пика можно оценить скорость движения элемента тока, который вызывает эту особенность на осциллограмме. Она составляет примерно 40 км/с. По аналогии с плазменным фор-сгустком, который всегда присутствует в ИПД³, можно назвать эту часть тока фор-током. Осевая протяженность фор-тока составляет примерно 10-15 мм.

Передний фронт основной части тока, которая представлена на Рис.7 большим горбом на осциллограмме, движется со скоростью примерно 25 км/с, при том, что скорость "центра масс" этого тока 10-13 км/с. Интересно отметить, что среднемассовая скорость плазменного сгустка для этого режима составляет 11 км/с. Протяженность основного токового слоя вдоль оси инжекции плазмы – 30-40 мм (длина электродов 70 мм).

Динамика движения токового слоя вдоль электродов ИПД во времени показана на Рис.8, где приведены безразмерные гистограммы распределения тока в различные моменты времени. Видно, что фор-ток достигает среза электродов в конце второй микросекунды разряда и порождает там токовую привязку, через которую на четвертой микросекунде разряда (длительность полупериода разрядного тока – 7,2 мкс) протекает заметная часть всего разрядного тока. При приближении суммарного тока в ИПД к нулю в плазме образуется замкнутая токовая петля, замыкающаяся через электроды как показано пунктирной линией на Рис.6: в момент ($t=7,2$ мкс), когда по осциллограмме разрядного тока (см. Рис.2) ток в двигателе равен нулю, все еще существует привязка на концах электродов и уже развивается ток обратного направления вдоль торцевого изолятора. На втором полупериоде тока картина практически повторяется, только при отсутствии фор-тока.

Работоспособность разрядного канала ИПД

В заключении было проведено исследование работоспособности двигателя на различных режимах работы (варьировались энергия, емкость и расстояние между шашками рабочего тела) с точки зрения отсутствия науглероживания рабочих поверхностей шашек рабочего тела. Эти исследования показали, что для накопителя повышенной емкости критический режим (начало науглероживания) при снижении запасаемой энергии наступает на более высоком уровне энергии, чем для накопителя меньшей емкости. По видимому это связано с большим выносом тока из разрядного канала при увеличении длительности разрядного тока.

Выводы

1. Проведенные исследования подтвердили правильность предположения о том, что при увеличении емкости накопителя энергии тяговые характеристики ИПД повышаются.
2. Повышение характеристик в этом случае связано, по всей видимости, с удлинением разряда и увеличением декремента затухания разрядного тока, что, в свою очередь, сказывается на лучшем согласовании временной формы разрядного тока и динамики выхода массы с поверхности шашек рабочего тела.
3. Повышение емкости накопителя ИПД несет в себе и негативную тенденцию, связанную с увеличением выноса тока из разрядной камеры и, таким образом, отдалением зоны генерации массы (шашки РТ) и зоны ускорения (токовый слой). Кроме того большой вынос тока приводит к ухудшению работоспособности ИПД с точки зрения науглероживания шашек РТ.
4. Из двух предыдущих пунктов можно сделать вывод о том, что для каждого уровня энергетики ИПД должна существовать оптимальная емкость накопителя энергии.
5. Экспериментально обнаружено существование в исследованных моделях ИПД так называемого фор-тока. По нашему мнению его наличие является скорее отрицательным фактом, т.к. он провоцирует сильную токовую привязку вдалеке от источника массы.

Благодарности

Авторы выражают благодарность Дьяконову Г.А. за плодотворное сотрудничество и Шустову В.И. за техническую поддержку экспериментов.

Ссылки

1. J.Mueller. Thruster Options for Microspacecraft: A Review and Evaluation of Existing Hardware and Emerging Technologies. 33-rd AIAA / ASME / SAE / ASEE Joint Propulsion Conference. July 1997.
2. G.G.Spanjers, K.A.McFall, F.S.Gulczinski, R.A.Spores. Investigation of Propellant Inefficiencies in a Pulsed Plasma Thruster. 32-nd AIAA / ASME / SAE / ASEE Joint Propulsion Conference. July 1996.
3. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов. С.Д.Гришин, Л.В.Лесков. – М.: Машиностроение, 1989. – 216 с.
4. Разработка и изготовление модели ДУ с тяговым КПД 0,1 и энергией в импульсе 80 Дж. Оптимизация параметров ДУ. Отчет о НИР. НИИПМЭ МАИ. Том №1. ноябрь 1996 г.

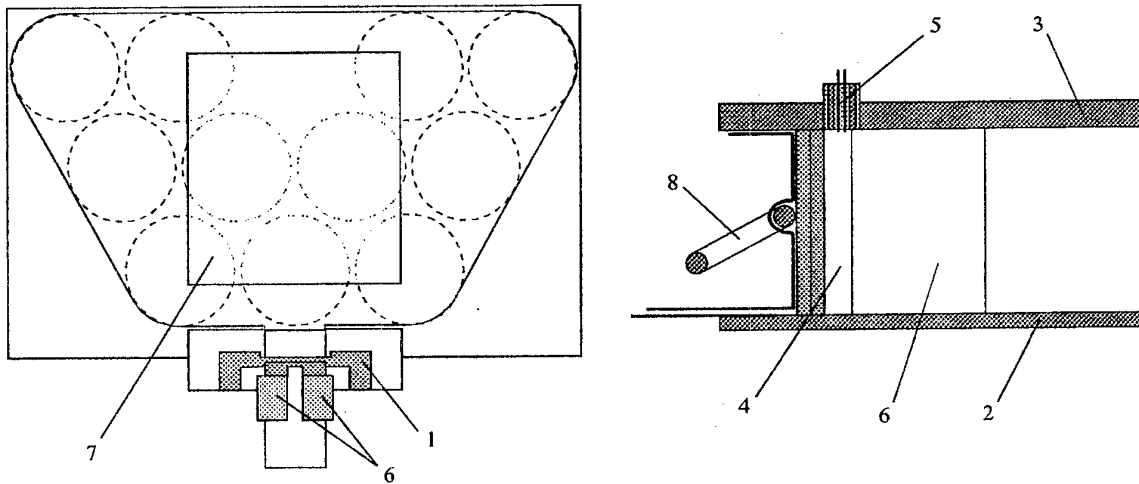


Рис.1. Схема ИПД и компоновка разрядной камеры

1 - силовой набор; 2 - анод; 3 - катод; 4 - торцевой изолятор; 5 - игнайтер;
6 - шашки рабочего тела; 7 - БИР; 8 - пояс Роговского

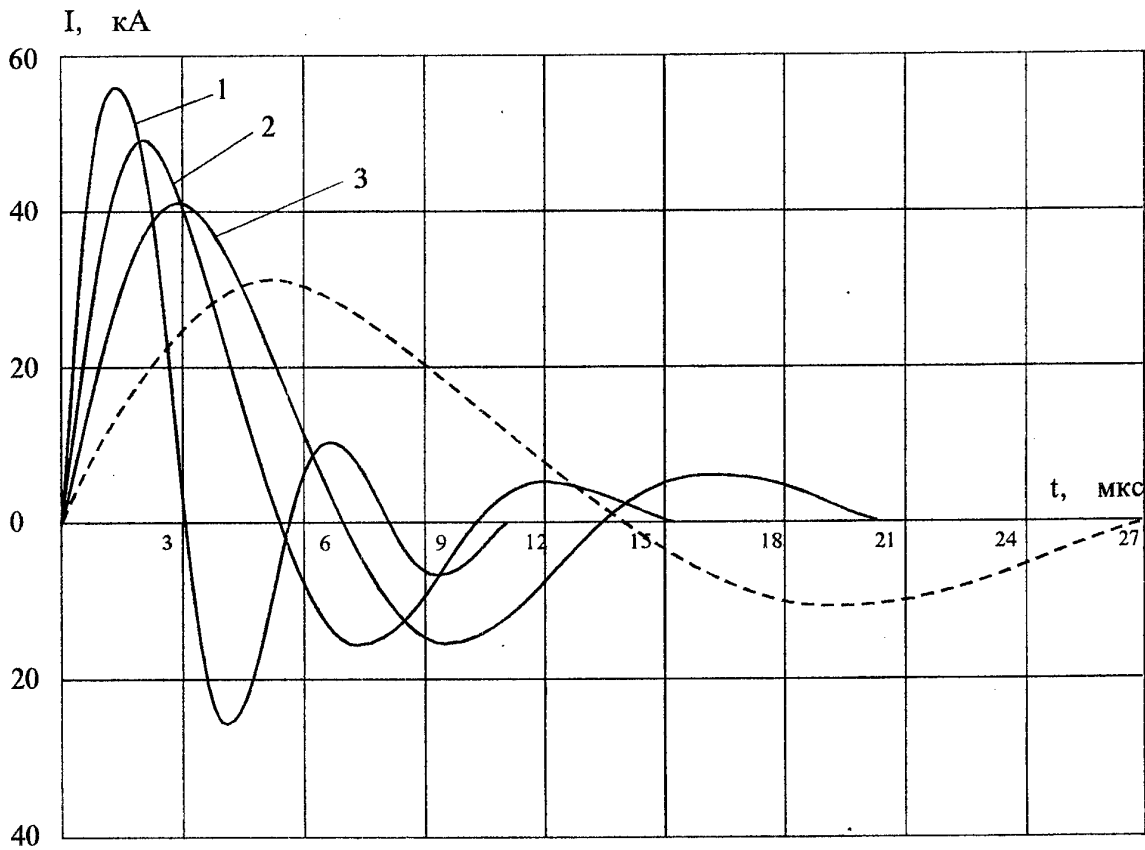


Рис.2. Осциллограммы разрядных токов моделей с разными емкостями накопителей

1 - 26 мкФ; 2 - 64 мкФ; 3 - 103 мкФ; пунктир - 200 мкФ

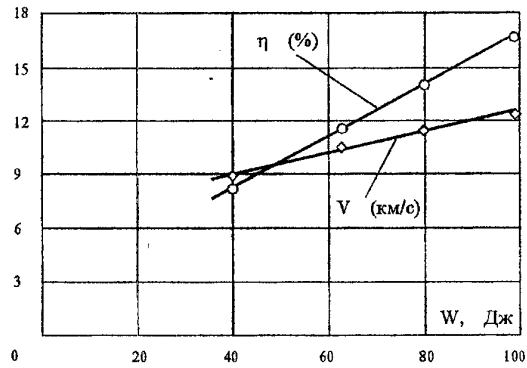
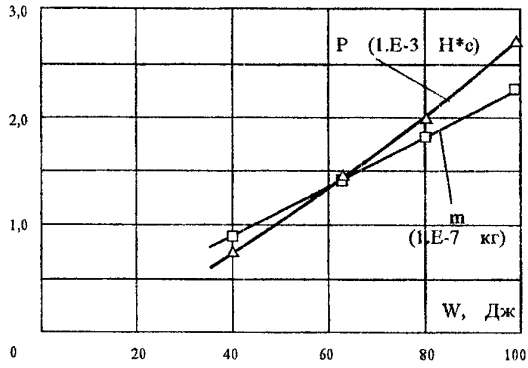


Рис.3. Зависимость тяговых характеристик ИПД от энергии накопителя
($C=103$ мкФ, ширина канала - 20 мм)

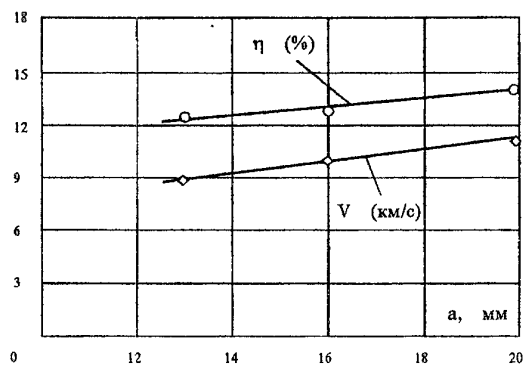
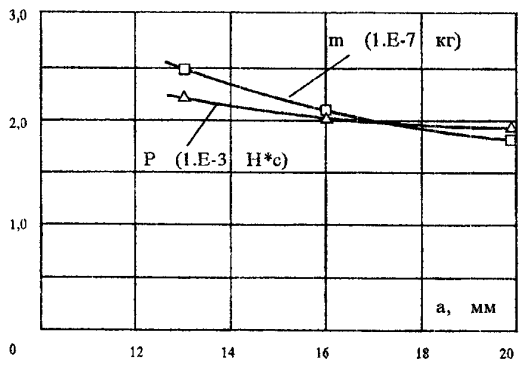


Рис.4. Зависимость тяговых характеристик ИПД от ширины разрядного канала
($C=103$ мкФ, $W=80$ Дж)

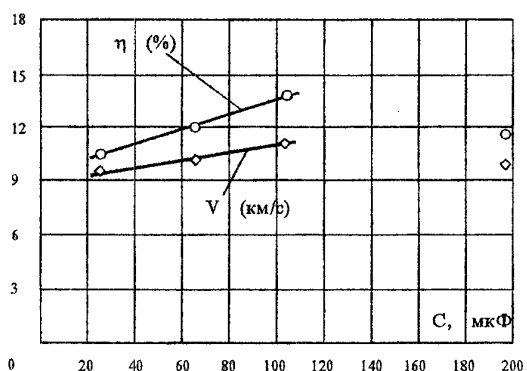
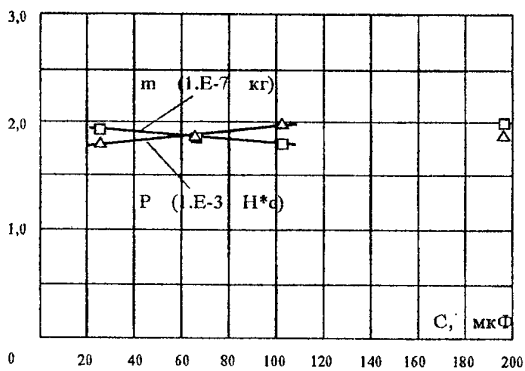


Рис.5. Зависимость тяговых характеристик ИПД от емкости накопителя
(ширина канала - 20 мм, $W=80$ Дж)

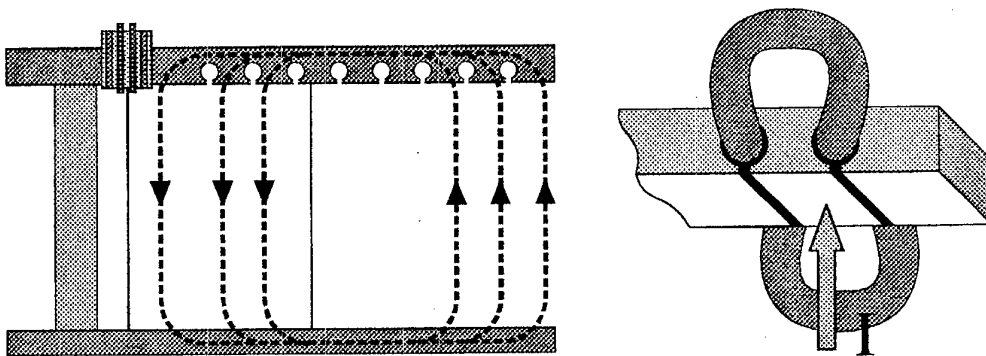


Рис.6. Расположение поясов Роговского в катоде

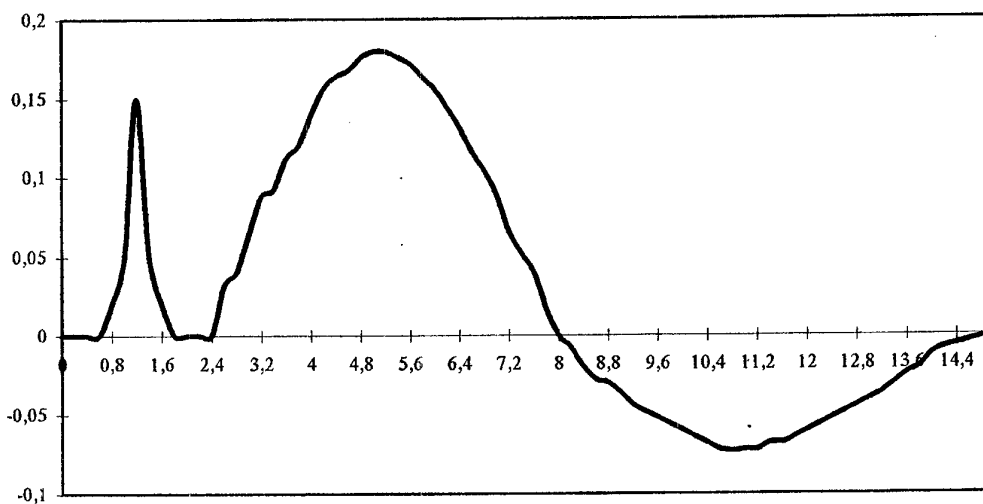


Рис.7. Характерная осциллограмма тока на элемент катода

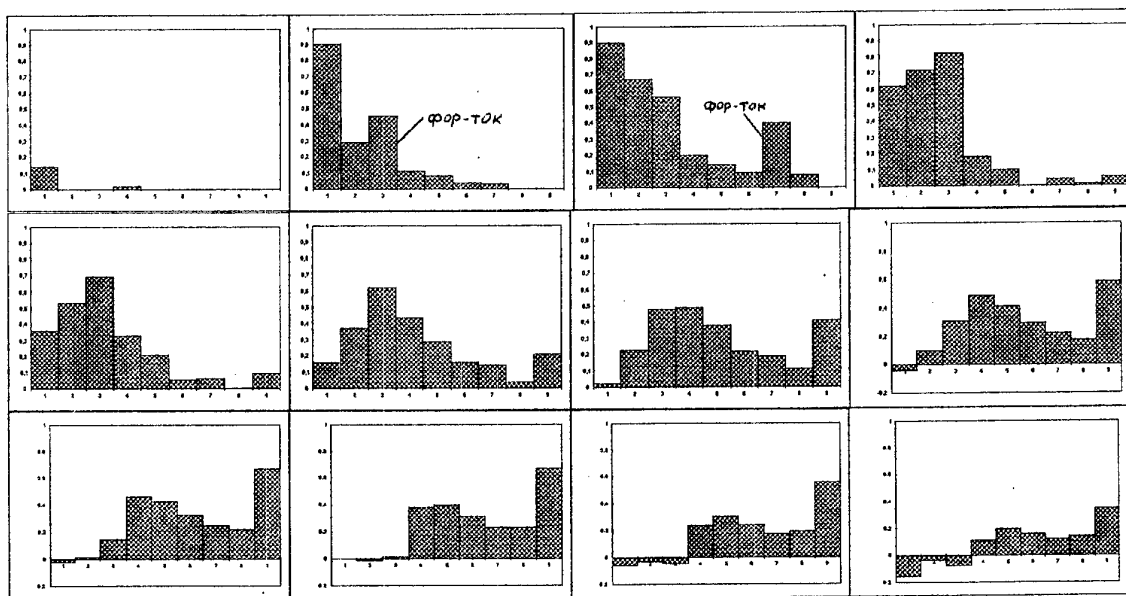


Рис.8. Распределение тока по длине катода в разные моменты времени от начала разряда.
 Слева направо, сверху вниз: 0,2 - 0,8 - 1,4 - 2,0 - 2,6 - 3,2 - 3,8 - 4,4 - 5,0 - 5,6 - 6,4 - 7,0 мкс

The Influence of Energy Storage Capacitance on PPT Characteristics

Krivososov I.G., Orlov M.M., Popov G.A., Yakovlev V.N.

RIAME MAI

125810 Moscow, Volokolamskoe sh., 4

Fax: (095) 158-03-67

Abstract

The technology of small spacecrafts needs micropropulsion systems for attitude control in Earth orbit, orbit raising etc¹. One of the real claimant for this application is pulsed plasma thruster (PPT), which can operate at the power level of tens watts and has low weight, small size, low thrust level and small impulse bit.

The main element of PPT is capacitance energy storage (ES). Its electrical parameters, such as capacitance, inductance and active resistance, can exert influence not only on processes in discharge channel, but also on thrust characteristics of PPT.

In this article preliminary results of investigation of ES capacitance influence on PPT's thrust characteristics are presented. Besides that the investigation of discharge current distribution along PPT electrodes was accomplished by means of Rogovski belts mounted into the cathode.

As the result of experiments we received the dependencies of measured (impulse bit and plasma blob mass) and calculated (average plasma velocity and PPT efficiency) PPT's thrust characteristics vs. the capacitance of ES. These dependencies shows, in investigated range of capacitance, the tendency to improvement on PPT characteristics (impulse bit is greater by ~10%, efficiency – by ~20%) when high capacitance ES is used.

The investigation of current distribution along PPT electrodes shows that main current layer in plasma has longitudinal dimension of 30-40 mm and moves along the electrodes with the velocity of about 10-13 km/s. It was noted that at the beginning of discharge (before the main current layer) such called foregoing current (fore-current) is presented. This fore-current moves along the electrodes with the velocity of about 40 km/s.

Introduction

One of the way to increase PPT's thrust characteristics is to optimize ES electric parameters. But in that case we need to know the influence of any parameter on processes in discharge channel and accordingly on thrust characteristics of PPT.

The influence of inductance and active resistance of ES on PPT characteristics is clear: the increasing of active resistance of any element of discharge circuit leads to the increasing of Joule heating in this element, but it's harmful energy expenditure; the increasing of ES inductance, which is the part of PPT initial inductance L_0 , also exerts negative influence on PPT characteristics, especially if this inductance is equal or greater than discharge chamber inductance $L_d=L' \cdot X$, where L' [H/m] is electrodes' specific inductance and X [m] is maximum distance of current moving along the electrodes.

But the influence of ES capacitance on thrust characteristics of PPT is indeterminate. Some investigators² consider that it is necessary to shorten the discharge by means of the capacitance decreasing and voltage increasing (so that the energy was constant) in order to im-

prove PPT characteristics: this step must lead to degree of ionization increasing and working body utilization improving.

But on the basis of equations of simple electromagnetic model³ earlier we drew a conclusion⁴ that PPT's thrust characteristics must improve when current is prolonged and aperiodic (decrement of current oscillations is high). After numerical solution of RLC-circuit oscillations equation it's clear that it can be made by means of inductance decreasing or active resistance and capacitance increasing. The tendency of circuit inductance decreasing at the expense of initial inductance is presented on all of our PPTs, but in this way it's physical limits, which are connected with internal inductance of capacitors and transmission lines inductance. So the only way to make aperiodic (or quasi-aperiodic) discharge in PPT is the increasing of capacitance and at the same time decreasing of voltage, so that the energy of ES will be constant.

Experimental Set

PPT experimental model

ES consists of eleven capacitors and has total capacitance of 103 μF (maximum working voltage of capacitors – 2,5 kV). The capacitors in ES were placed by compact honeycomb scheme and connected by means of two flat copper transmission lines. Between the lines insulating Teflon film of 0,2 mm thickness was inserted. Initial inductance of ES itself is 10 nH. ES was designed like that it was possible to decrease its capacitance by means of removal electric connection between central outlet of any capacitor and upper (ground) transmission line without the withdrawal of capacitor. Next values of capacitance were chosen for investigation: 26, 64 and 103 μF . Stored energy was in the range 40÷100 J.

PPT's discharge chamber was railgun-type with side feeding of working body (Teflon). Structure scheme of discharge chamber and external view of ES are depicted in Fig.1.

The elements of discharge channel have next dimensions: height of Teflon bars (distance between the electrodes) – 40 mm, depth of discharge channel (axial dimension of bars) – 30 mm, width of the channel (distance between the Teflon bars) can be changed from 5 to 20 mm. Electrodes width was 40 mm, length of electrodes from back ceramic insulator to the cut – 70 mm.

Discharge chamber's body (1) was made from textolite, on which next elements were mounted: PPT electrodes (anode (2) and cathode (3)); back insulator (4) and spark plug (5). Teflon bars (6) were fixed between the electrodes. On the stage of experimental investigation we are decided don't use bars feeding system, because after small series of PPT fringes ($\sim 3 \cdot 10^3$ pulses) distance between Teflon bars changes very slightly. On the body of back insulator so-called forechamber with depth of 5 mm was made. Forechamber is necessary for elimination of carbonization of Teflon bars surfaces.

Discharge ignition unit (DIU) (7) was mounted on ES. DIU use the same voltage that ES use. In order to eliminate the influence of ES and DIU on each other two resistors of 1,3 k Ω were used in the electric circuit of DIU. Ignition at this PPT was two-staged, so spark plug consists of three electrodes: two pins and one cylindrical. The outer diameter of spark plug is 8 mm.

ES and discharge chamber were mounted on textolite plate, which had elements for precision installation of PPT on thrustmeter platform.

It is necessary to note that earlier in laboratory under participation of one of authors model of PPT with 200 μF ES was tested. ES of this model consisted of two 100 μF capacitors, so its initial inductance was more than two times greater than the one of described model. Moreover the carbonization of Teflon bars, which was caused by current great going out the discharge chamber, leads to necessity of mounting the forechamber with depth of 20 mm. All of this had negative influence on PPT characteristics. So this PPT characteristics will be used in present report only for information and comparison.

Experimental stand equipment

PPT experimental testing was made in vacuum chamber with volume of 2 m^3 under pressure less than 0,01 Pa.

Experimental stand system of power supply and control was used in order to provide PPT with electric power and control signals during testing.

For precision control of ES charging voltage mixed RC-divider with coefficient 1:1017 was used. Divider was mounted on PPT input leads. Cathode was grounded for safety experiments. The precision of charging voltage measurement directly before PPT firing using divider was ± 5 V which corresponds to stored energy control precision about 1%.

PPT discharge current registration was carried out by means of Rogovski belt, which was laid around ground transmission line (num.8 in Fig.1). RC-integrator was used for Rogovski belt signal integration. The sensitiveness of belt with this integrator was 17 kA/V.

Average thrust of PPT measured by pendulum thrustmeter of direct working.

The measurements of working body mass loss during PPT working were carry out by means of weighing of Teflon bars at the analytical balance with precision 0,1 mg.

PPT characteristics investigation

During the experimental work PPT's thrust characteristics (average thrust under frequency operation and mass of Teflon, ablated per one pulse) were investigated and also form and amplitudes of discharge current were recorded.

PPT discharge current

First of all it's necessary to examine the influence of ES capacitance on the discharge current and on total inductance of electric circuit of PPT with side feeding of working body. Fig.2 shows the discharge currents in PPT with various ES capacitance: 1 – current of thruster with ES capacitance of 26 μF ; 2 – current in thruster when 64 μF ES is using; 3 – current for 103 μF ES. In the same figure the current form in thruster with ES capacitance of 200 μF is also presented for comparison (dotted line). The ratio of amplitudes of discharge current at first and second half-periods $\hat{I} = I_1/I_2$ can be used as convenient characteristic of discharge damping. The values of this parameter for thrusters with various ES capacitance are

presented in Table. In this table total average inductance L_{Σ} of PPT, calculated from first half-period of discharge current, is also shown.

Table

ES capacitance	Initial inductance L_o (nH)	Total inductance of firing PPT L_{Σ} (nH)	Plasma current inductance $L_p=L_{\Sigma}-L_o$ (nH)	Inductance ratio $L_r=L_p/L_o$	Ratio \hat{I}
26 μ F	20	35	15	0,75	1,8-2,0
64 μ F	20	40	20	1,0	2,4
103 μ F	20	45	25	1,25	2,5
200 μ F	50	85	35	0,7	2,75

Using the value of L_p it is possible to calculate (approximately) the distance X discharge current "center of masses" is moving along the electrodes during the first half-period of current oscillation. Taking into account that the special inductance L' of electrodes in all investigated PPTs was about 6,5 nH/cm, the values of X for all thrusters can be calculated (in order of capacitance increasing): 2,3 cm / 3,0 cm / 3,8 cm / 5,4 cm. Last value, which is corresponding to the PPT with ES capacitance of 200 μ F, indirectly confirm the supposition that the reason of carbonization of working body bars surfaces in this PPT model is connected to discharge current great going out the discharge channel. As the result of this phenomenon the density of radiation from plasma on bars surfaces isn't sufficient not only for the Teflon ablation but also for removal the thin carbon film, which is precipitating at bars surfaces after each PPT firing.

From joint analysis of data in Table and PPT thrust characteristics, which will be described later, it's clear that great parameter \hat{I} is necessary, but not sufficient condition for getting the best impulse bit and efficiency values. It is also necessary that the ratio L_r of plasma current inductance L_p and initial inductance L_o will be also great.

PPT thrust characteristics

Average thrust of PPT was defined using pendulum thrustmeter of direct working. When PPT is working under frequency (in our case $f=2$ Hz) the platform of thrustmeter has been displacing because of the force of thrust. The value of the displacement was fixed by the changing of the gap between inductive sensor and ferromagnetic plate, which was firmly mounted on platform. The signal from sensor was registered on millivoltmeter. This displacement is proportional to the average thrust of PPT.

Absolute value of PPT's thrust was determined after thrustmeter calibration by means of static force of known value. The impulse bit was calculated from the average PPT thrust under frequency working divided by pulse frequency.

In order to determine the mass of plasma blob in one PPT pulse the weighing of Teflon bars at the analytical balance before and after the series of several thousand pulses was carried out. The precision of the weighing was 0,1 mg and as the total mass loss per one series was about 200 mg the precision of bars mass loss measurement per one pulse is less than 0,05%.

Now let's examine the thrust characteristics of described PPTs. The dependencies of thrust characteristics vs. PPT energy and discharge channel width (distance between the bars) were determined during the experiments. In Fig.3 the dependencies of PPT characteristics vs. ES energy is presented. The capacitance of ES in that case was 103 μF and the channel width was 20 mm. One can see that when stored energy is 100 J the impulse bit is equal 2,7 mN·s while the thrust efficiency has the value 16,2%.

The influence of discharge channel width on the characteristics of the same PPT model with energy 80 J is shown in Fig.4. The dynamics of parameters changing depending upon channel width remains the same at all investigated energy values, but, naturally, on other absolute level.

As can be seen in Fig.4 PPT with side feeding of working body is able to change the plasma blob parameters at the expense of channel width changing: it's possible to increase impulse bit at the expense of insignificant loss of efficiency and v.v. Thus when the width of the channel is changing the ratio of gas-dynamic and electromagnetic forces is changing too. And this ratio has influence on the values of impulse bit and efficiency.

In Fig.5 the characteristics of three PPT models with ES capacitance 26 μF , 64 μF and 103 μF are shown. For all of the models the initial conditions are the same: stored energy is 80 J and discharge channel width is 20 mm. The data for PPT with ES capacitance 200 μF are also shown in this figure although PPT's initial inductance was unsatisfactorily high, so it's not possible to make correct comparison of its characteristics and the one of described models. Because of high initial inductance and deep fore-chamber thrust characteristics of this model were relatively low.

In spite of this from Fig.5 distinct tendency to improvement of all of the parameters is visible when ES capacitance is increasing: impulse bit, average plasma velocity and efficiency are increasing and the mass of plasma blob is decreasing.

But if ES capacitance is increasing then the discharge current going out the channel is increased too and in order to eliminate the carbonization of Teflon bars surfaces deep fore-chamber is needed. So at present time it's not clear at which ES capacitance PPT characteristics will become to get worse at the expense of forechamber depth increasing, as it was in the case of 200 μF PPT.

Discharge current distribution along the electrodes investigation

In order to determine the dynamics of current layer in the case of ES high capacitance the investigation of current distribution along PPT electrodes by means of Rogovski belts mounted into the cathode was made. These studies were conducted for PPT model with ES capacitance of 103 μF .

For the Rogovski belts installation eight 3 mm holes were drilled across the PPT cathode. Holes disposition scheme and final view of Rogovski belt installation into the cathode are presented in Fig.6. From Fig.6 one can see that such mounted belt is registering the current, which is collected by the cathode section between two splits. Axial dimension of each section is 6 mm. The split between the sections has width 1 mm. Specially for these measurements several Rogovski belts having the diameter 2,5 mm (small diameter of torus) were manufactured. Because of the decreased diameter the sensitiveness of belts was 85 kA/V.

Simultaneously few belts (from one to three) were installed into the cathode. The current registration was carried out during a lot of PPT firings and after that all data were subjected to statistical processing. Typical oscillogram of current signal from one of the cathode section is depicted in Fig.7.

It is important to pay attention to short pulse at the beginning of oscillogram. This peculiarity is presented at oscillograms from all of the cathode sections (except first section where it is merged by main part of signal), moreover the time of short pulse maximum is longer for sections which lay farther from back insulator. It is possible to estimate the velocity of current part, which cause this peculiarity at oscillograms, by the distance between cathode sections and the displacement in time of short pulse maximum. This velocity is equal approximately to 40 km/s. By analogy to plasma fore-blob, which always is presented in ablative PPT³, this part of plasma current can be called fore-current. Axial dimension of fore-current is about 10-15 mm.

The front of current main part, which is depicted in Fig.7 in the form of big "hump", has the velocity of approximately 25 km/s, but the velocity of "center of mass" of this current is about 10-13 km/s. It is interesting to note that average velocity of plasma blob for this regime of PPT firing is 11 km/s. The dimension of main current layer along the axis of plasma ejection is 30-40 mm (electrodes length is 70 mm).

The dynamics in time of current layer moving along PPT electrodes is depicted in Fig.8, where the histograms of current distribution at various moments of time are presented. One can see that fore-current arrives at the electrodes cut at the 2-nd microsecond of discharge duration and gives rise to current concentration there. At the 4-th microsecond (the duration of discharge current half-period is 7,2 μ s) this current concentration captured the essential part of total discharge current. When total current in PPT aspires to zero the circular current forms in plasma. This circular current flows partially through the electrodes and partially through the plasma as is shown by dotted line in Fig.6: at the moment of time 7,2 μ s when total current in PPT is equal to zero (see discharge current oscillogram in Fig.2) the current concentration at the electrodes cut is still presented, but the current of reverse direction already starts along back insulator. At the second half-period the dynamics of current is practically the same but without the fore-current presence.

Capacity for work of PPT discharge channel

As the completion of studies the testing of capacity for work of PPT was conducted at different working regimes (stored energy, ES capacitance and width of discharge channel were varied). It was made in order to determine the limits of PPT internal parameters in which the carbonization of Teflon bars surfaces is absent. These studies showed that for large capacitance ES the critical regime (the beginning of carbonization) starts at higher energy level than for ES with lower capacitance. Apparently it is connected with large current going out the discharge channel when the duration of discharge increases.

Concluding remarks

1. The investigations which were conducted confirms the correctitude of supposition that PPT thrust characteristics raises if ES capacitance increases.
2. The rise of characteristics in that case is connected apparently with increasing of discharge duration and decrement of current oscillations. All that in its turn have the result on better concordance of discharge current duration and dynamics of mass going out the Teflon bars.
3. The increasing of PPT ES capacitance has also negative tendency, which is connected with increasing of current going out the discharge channel, and thus with spatial separation of mass generation zone (Teflon bars) and acceleration zone (current layer). Besides that

large going out of current leads to aggravation of PPT capacity for work as concerns carbonization of Teflon bars surfaces.

4. The conclusion can be made from two previous items that for each energy level of PPT the optimal ES capacitance must exist.
5. The existence of so-called fore-current is founded experimentally in investigated PPT models. In our opinion the presence of fore-current is most probably negative phenomenon, because this part of current layer provoke strong current concentration far from the mass source (Teflon bars).

Acknowledgments

The authors would like gratefully to acknowledge the useful collaboration of Gregory Dyakonov and technical support of Valentine Shustov in PPT manufacturing.

References

1. J.Mueller. Thruster Options for Microspacecraft: A Review and Evaluation of Existing Hardware and Emerging Technologies. 33-rd AIAA / ASME / SAE / ASEE Joint Propulsion Conference. July 1997.
2. G.G.Spanjers, K.A.McFall, F.S.Gulczinski, R.A.Spores. Investigation of Propellant Inefficiencies in a Pulsed Plasma Thruster. 32-nd AIAA / ASME / SAE / ASEE Joint Propulsion Conference. July 1996.
3. Electric propulsion thrusters of spacecrafts. S.D.Grishin, L.V.Leskov. – M.: Mashinostroenie, 1989. – 216 p.
4. Working out and manufacturing of PPT having efficiency 0,1 and stored energy 80 J. PPT parameters optimization. Science report. RIAME MAI. Vol.№ 1. Nov. 1996.

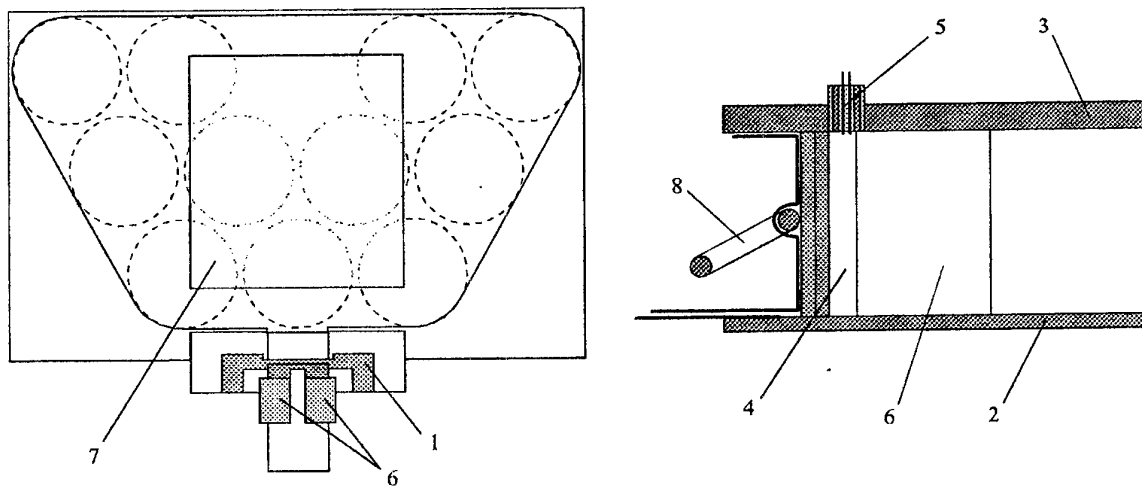


Fig.1. Schematic of ES and discharge chamber

1 - structure; 2 - anode; 3 - cathode; 4 - back insulator; 5 - spark plug;
6 - teflon bars; 7 - DIU; 8 - Rogovski belt

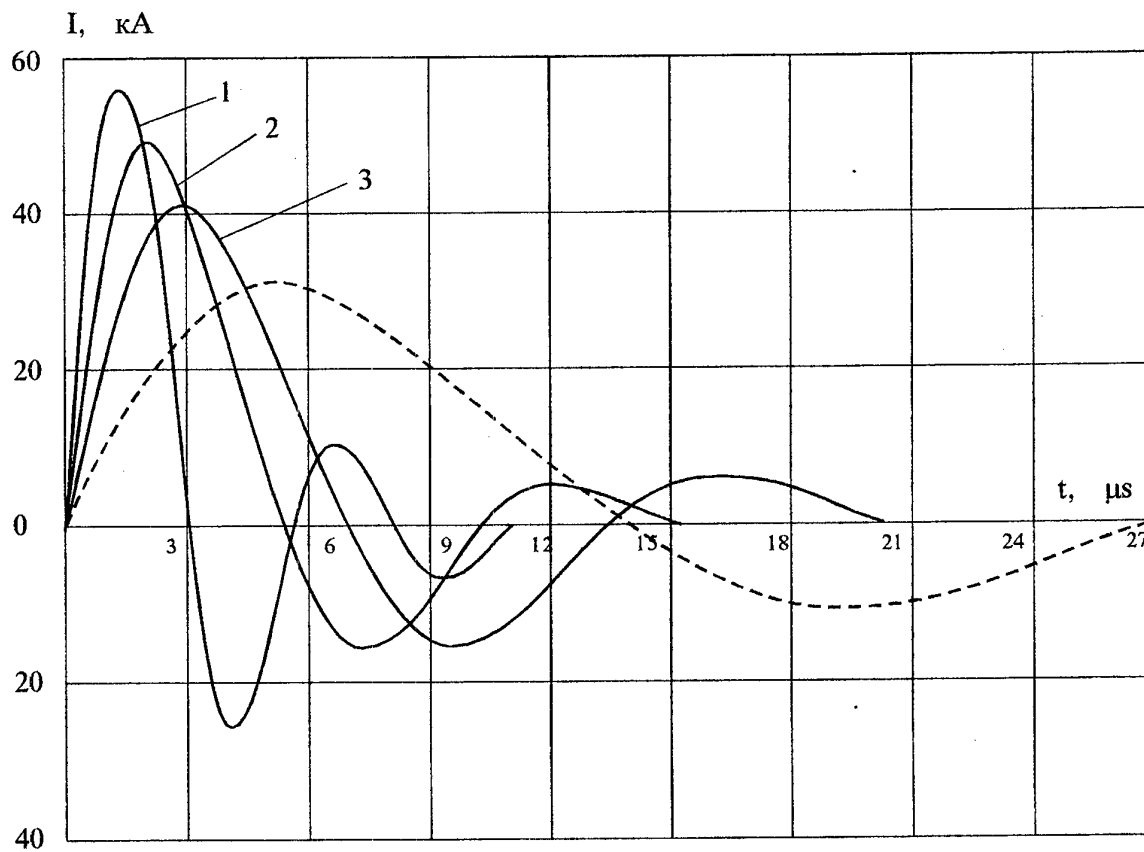


Fig.2. Discharge currents oscillogramms vs. ES capacitance

1 - 26 μF ; 2 - 64 μF ; 3 - 103 μF ; dotted line - 200 μF

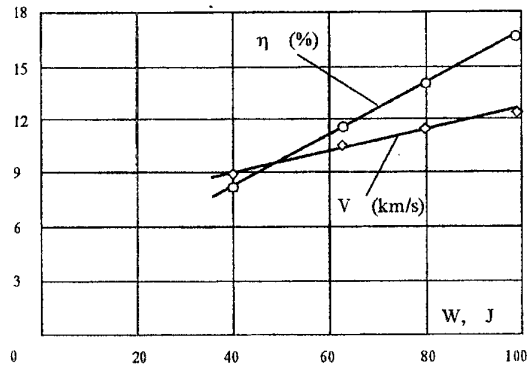
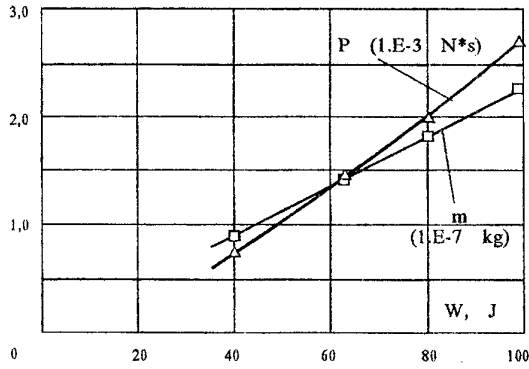


Fig.3. PPT thrust characteristics vs. ES energy

(C=103 μF, channel width - 20 mm)

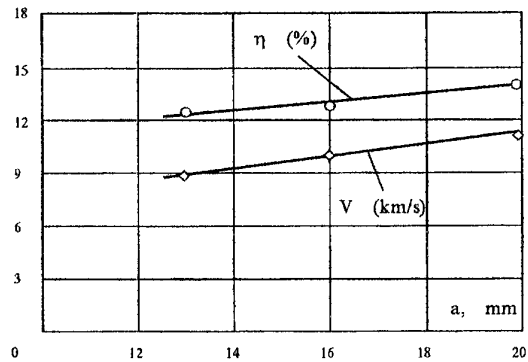
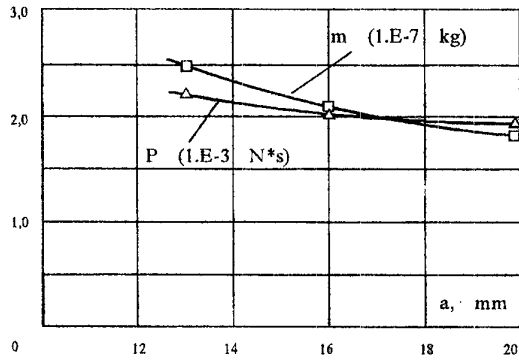


Fig.4. PPT thrust characteristics vs. discharge channel width

(C=103 μF, W=80 J)

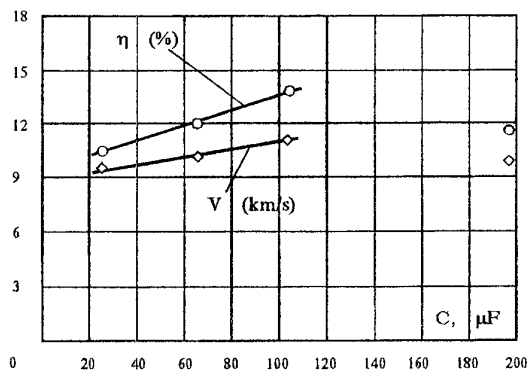
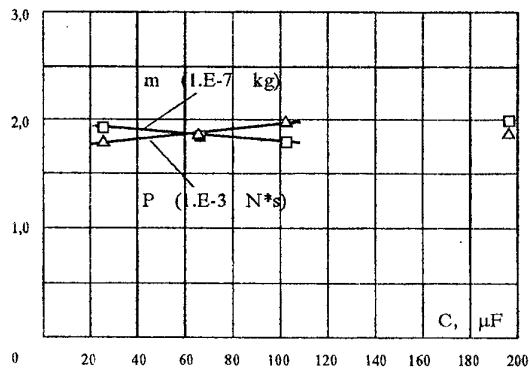


Fig.5. PPT thrust characteristics vs. ES capacitance

(channel width - 20 mm, W=80 J)

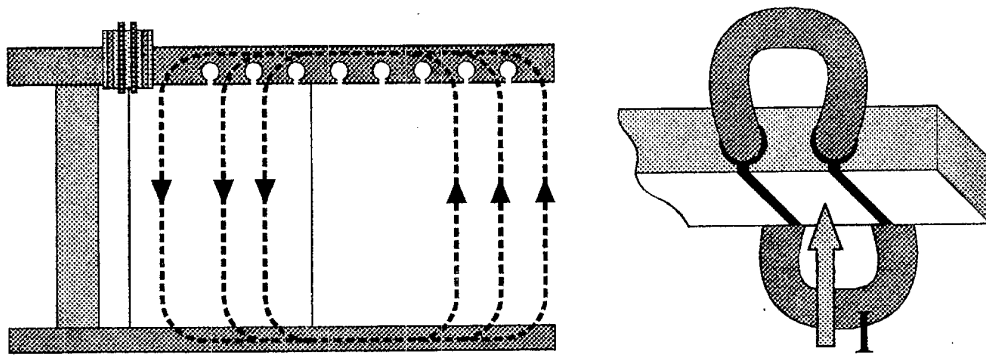


Fig. 6. Rogovski belts disposition into the cathode

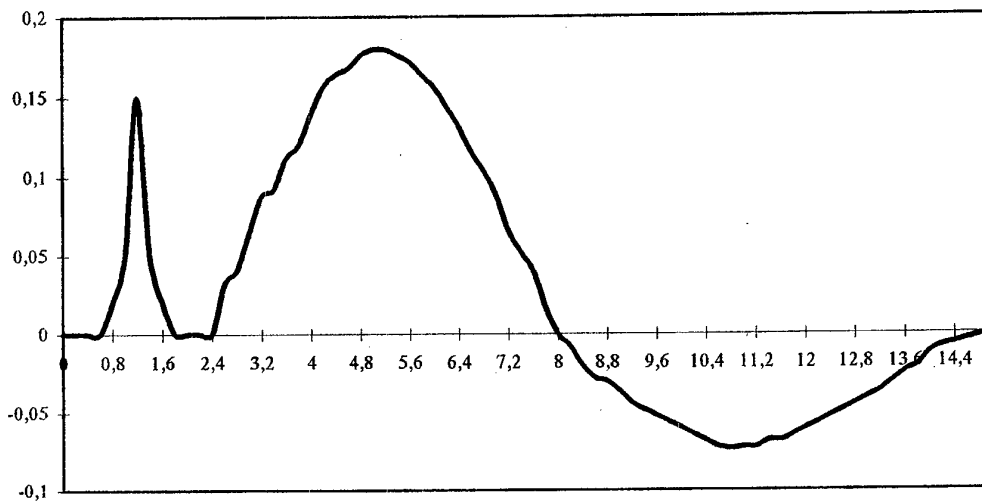


Fig. 7. Cathode section current typical oscillogramm

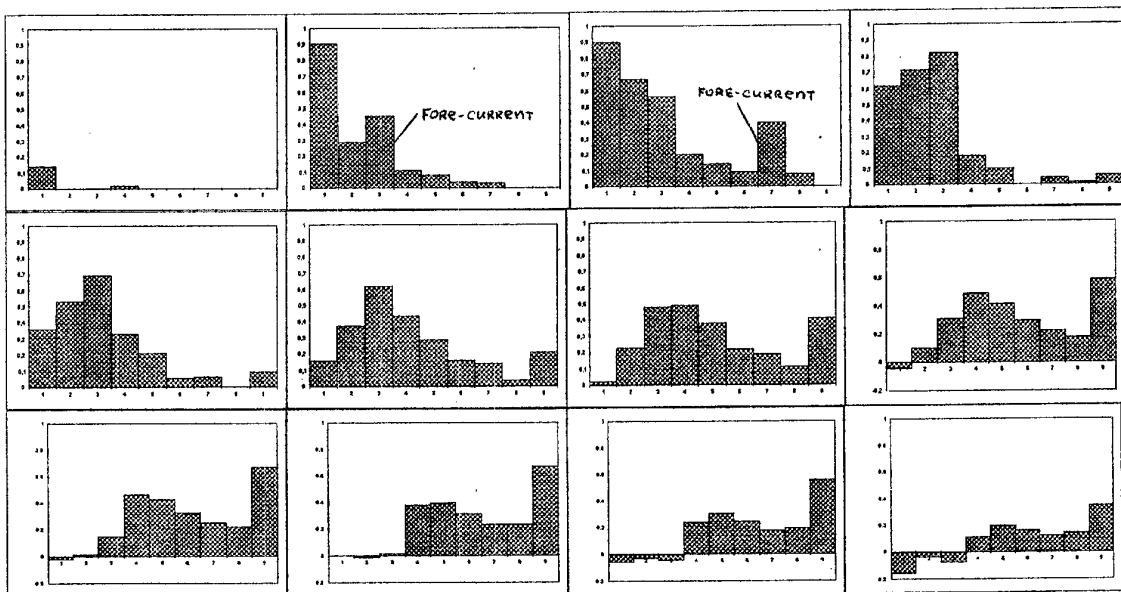


Fig. 8. Current distribution along the cathode at various moments of time.

From left to right and from top to bottom: 0,2 - 0,8 - 1,4 - 2,0 - 2,6 - 3,2 - 3,8 - 4,4 - 5,0 - 5,6 - 6,4 - 7,0 μ s

Лабораторное исследование импульсного плазменного двигателя с газовым клапаном

Н.Н. Антропов, Г.А. Дьяконов, О.И. Лапаев, Г.А. Попов
НИИ прикладной механики и электродинамики МАИ

Введение

Известные преимущества импульсных плазменных двигателей (ИПД) - постоянная готовность к работе и возможность прецизионного регулирования тяги и импульса. Поэтому большинство осуществленных в настоящее время ИПД предназначены для использования в системах ориентации и стабилизации космических летательных аппаратов (КЛА). Все они относятся к двигателям эрозионного типа с электромагнитным или электротермическим механизмами ускорения плазмы. ИПД на жидком и газообразном рабочем теле не вышли из стадии лабораторных прототипов.

Вместе с тем, в некоторых случаях предпочтительнее использование в качестве рабочего тела газа. Очевидный пример - ИПД малой тяги для системы ориентации КЛА, имеющего основную двигательную установку (ДУ) на газообразном рабочем теле, например со стационарным плазменным двигателем (СПД). В этом случае использование для угловой стабилизации нескольких блоков (не менее 12) малых СПД или эрозионных ИПД каждый со своим блоком высоковольтных накопителей и запасом твердого рабочего тела представляется не лучшим решением. Лучшим по массовым характеристикам решением было бы использование ИПД малой мощности, работающих на том же газообразном рабочем теле, что и основная двигательная установка, и запитываемых, по возможности, от одного блока накопителей (БН) объединенного с блоком питания и управления (БПУ).

1. Электромагнитные импульсные газовые клапаны НИИПМЭ МАИ

Отсутствие реальных конструкций ИПД на газе объясняется отсутствием до настоящего времени отработанных импульсных газовых клапанов, удовлетворяющих следующим трем требованиям:

- длительность газового импульса должна соответствовать длительности импульса тока в ИПД (не более 100 мкс);
- энергозатраты на единицу массы газа не должны превышать 10^8 Дж/кг;
- ресурс клапана не менее 10^6 , а лучше 10^7 циклов.

Известные импульсные газовые клапаны, в основном, основаны на использовании электромагнитного или электродинамического механизмов.

В электромагнитных механизмах подвижным элементом является якорь из ферромагнитного материала. Электромагниты отличаются высокой эффективностью и, соответственно, относительно небольшими разрядными токами, поэтому легко удовлетворяют второму и третьему из перечисленных требований, например ресурс электромагнитных форсунок дизельных двигателей в настоящее время достигает 10^8 - 10^9 циклов. Однако по быстродействию существующие электромагнитные клапаны совершенно не удовлетворяют требованиям к газовым клапанам ИПД: время полного хода лучших из них составляет 5-10 мс. Это объясняется ограничением магнитного давления на движущийся якорь насыщением ферромагнитных материалов. Кроме того, из условия замыкания магнитного потока следует, что с ростом размеров электромагнита масса его подвижных частей возрастает пропорционально кубу, а усилия - пропорционально квадрату линейных размеров, поэтому увеличение мощности электромагнита не приводит к росту его быстродействия. Длительность газового импульса, превышающая 1000 мкс, неприемлема для ИПД, так как приводит к слишком большим потерям массы рабочего тела.

Электродинамические клапаны, не использующие ферромагнитных материалов, напротив, легко позволяют получить требуемое быстродействие (известны клапаны с временем полного хода порядка 10 мкс), но совершенно не удовлетворяют требованиям по энергозатратам на единицу массы газа и ресурсу. Это объясняется тем, что их эффективность из-за ряда принципиальных особенностей распределения магнитного потока не превышает 10 %. В реальных конструкциях электродинамических газовых клапанов, в том числе и разработанных в НИИПМЭ МАИ, не удается получить энергозатраты на единицу массы газа меньше 10^9 Дж/кг. Это совершенно неприемлемо для ИПД с расходом рабочего тела порядка 10^{-7} кг за импульс и энергией разряда менее 100 Дж. Кроме того, низкая эффективность приводит к большим разрядным токам в цепи клапана (порядка нескольких кА) и, соответственно, требует сложной и недостаточно надежной высоковольтной цепи питания клапана.

В НИИПМЭ МАИ в процессе работы по программе создания коаксиального (квази)стационарного плазменного ускорителя (CSPA) бы- ли разработаны и хорошо себя зарекомендовали в многолетней экспериментальной работе электромагнитные импульсные газовые клапаны дискового типа. Они имеют схему распределения магнитного потока, существенно отличающуюся от классического электромагнита. Подвижный якорь дискового электромагнита выполнен в виде тонкого (0,1-0,5 мм) и легкого ферромагнитного диска, что позволило получить высокое быстродействие, сравнимое с быстродействием электродинамических механизмов. Вместе с тем, дисковые электромагнитные клапаны НИИПМЭ МАИ, имеют, как и все электромагниты, достаточно высокую эффективность, поэтому энергозатраты на единицу массы газа не превышают 10^8 Дж/кг.

На рис.1 приведены расходные характеристики клапана при перепаде давления 1 бар. Расход газа точно регулируется зазором h между седлом клапана и дисковым якорем. Каждому зазору и, соответственно, расходу соответствует свое напряжение на конденсаторном накопителе.

На рис.2 приведена временная характеристика клапана. Время t представляет собой время полного хода подвижной детали клапана, измеренное контактным датчиком. Из-за упругой деформации резинового уплотнения время газового импульса меньше t примерно на 50 мкс и составляет 100-200 мкс. Такое время газового импульса может быть согласовано со временем разряда в ИПД, что до сих пор являлось непреодолимой проблемой.

2. Импульсный плазменный двигатель на газообразном рабочем теле

Относительно длинный разряд продолжительностью 100-200 мкс легче реализовать в электротермическом плазменном двигателе с большим омическим сопротивлением разрядного промежутка. Кроме того, в данном конкретном случае электротермическая схема ускорения имеет еще ряд существенных преимуществ, о которых будет сказано ниже.

Внешний вид лабораторной модели электротермического газового ИПД представлен на рис.3. Газовый ИПД требует длительной экспериментальной отработки, в процессе которой подбираются соответствующие проходные сечения, определяющие газодинамику канала, поэтому в этой модели ставилась задача реализовать преимущества импульсного газового клапана в простейшей схеме.

В диэлектрическом корпусе двигателя установлены: газовый клапан, керамический разрядный канал с электродами и выходное сопло. Двигатель имеет резиновые уплотнения, позволяющие ему работать как в вакууме, так и на фланце вакуумной камеры. Длина разрядного канала 30 мм, диаметр 5 мм. Диаметр сопла на выходе 10 мм.

Единственным управляемым элементом в двигателе является газовый клапан. На электроды двигателя подается напряжение от конденсаторной батареи, пробой разрядного промежутка осуществляется в соответствии с кривыми Пашена. При этом пробой должен происходить обязательно в момент достижения передним фронтом газового импульса выхода из канала. Тогда дальнейшее развитие разряда будет сопровождаться поступлением в разрядный промежуток газа из-под клапана, и времена газового и токового импульса будут согласованы. Пробой на переднем фронте газового импульса обеспечивается электродом поджига, на который подается увеличенное напряжение от дополнительного конденсатора малой емкости. При правильном подборе проходных сечений канала и сопла удается устойчиво получать пробой разрядного промежутка после

полного заполнения канала и при напряжении ~ 400 В, незначительно превосходящем необходимое в соответствии с кривой Пашена.

Тяговая эффективность двигателя при электротермическом ускорении определяется, в основном, потерями энергии на теплопроводность, излучение и с энтальпией вытекающей плазмы и, в отличие от электромагнитного ускорения, практически не зависит от индуктивности разрядного контура. Активное сопротивление разрядного промежутка $R \sim 0,1 - 1,0$ Ом существенно больше суммарного сопротивления остальных участков цепи R_0 . Поэтому при сохранении условия $R > R_0$ в двигательной установке с низковольтным электротермическим ИПД целесообразно пространственно разделить блок двигателя и блок накопителей. Последний можно установить в гермоотсеке КЛА и соединить с блоками двигателей коаксиальными кабелями. Один БН, объединенный с БПУ и способный обеспечить одновременную работу двух двигателей, может обслуживать все двигатели системы ориентации, что даст существенную экономию массы по сравнению с известными ИПД.

Экспериментальная отработка двигателя осуществлялась при работе на водороде и азоте. В процессе эксперимента измерялись расход газа за импульс и разрядные токи в цепи клапана, цепи поджига и цепи основного разряда. Характерные осциллограммы тока в цепи основного разряда при работе на водороде и азоте приведены на рис.4. Разряд апериодический с существенным превышением омического сопротивления разрядного промежутка над волновым сопротивлением контура.

Характеристики двигателя при тепловом ускорении плазмы в сопле Лавала практически полностью определяются температурой и давлением на входе в сопло. Температуру плазмы в разрядном канале можно достаточно точно определить по осциллограмме разрядного тока.

На рис.5 показана зависимость расчетного тягового импульса P газового ИПД при работе на водороде от энергии разряда W . Расчеты проводились по экспериментально полученным осциллограммам для расходов $0,04$; $0,07$ и $0,30$ см³ водорода за импульс. Основные погрешности такого расчета, показанные на кривых, определяются погрешностью определения температуры в канале по сопротивлению разрядного промежутка.

На рис.6 приведены соответствующие зависимости тяговой эффективности двигателя η_t от W . При работе на азоте импульс увеличивается примерно на порядок, а тяговая эффективность остается почти той же. С ростом энергии, вложенной в разряд, импульс увеличивается незначительно, а эффективность падает. Это объясняется значительным ростом потерь на ионизацию плазмы при увеличении температуры в канале. Поэтому при характерных для данного двигателя расходах газа энергия разряда должна находиться в пределах 10-20 Дж.

Заключение

Результаты эксперимента подтвердили принципиальную возможность разработки двигательной установки малой мощности с использованием электротермических импульсных плазменных двигателей, работающих на газе. Использование такой ДУ целесообразно в системе ориентации и угловой стабилизации КЛА, имеющего основную двигательную установку на газообразном рабочем теле. Возможно также использование жидких рабочих тел с испарителем. Создана и испытана работоспособная модель газового ИПД, пригодная для дальнейшей отработки с целью получения требуемых характеристик.

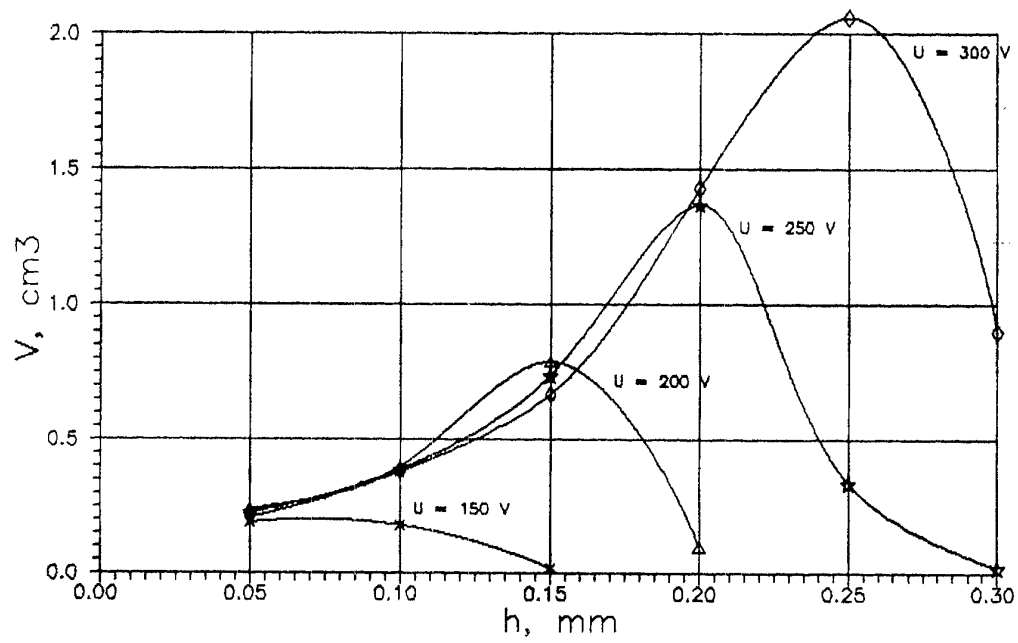


Fig. 1

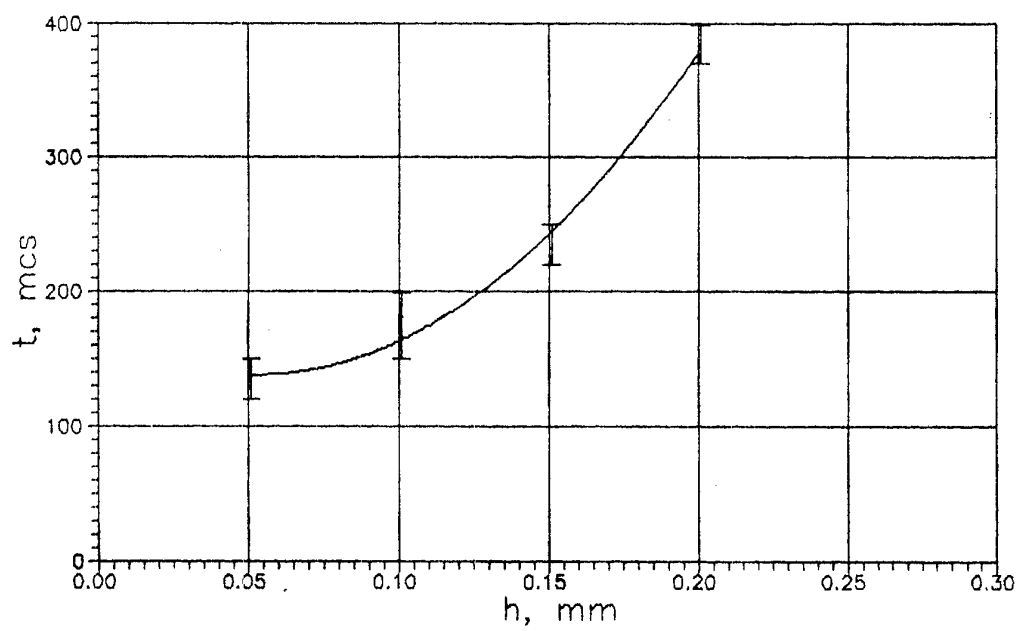


Fig. 2

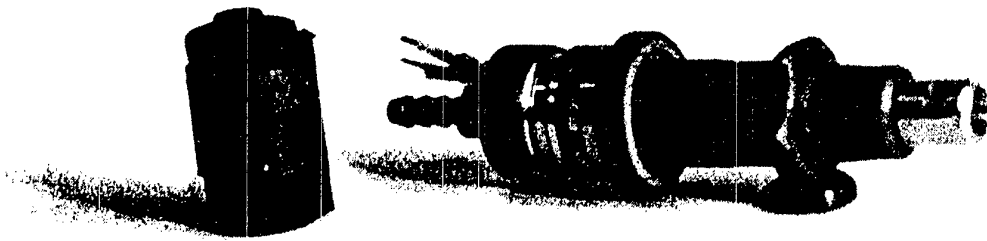


Fig.3

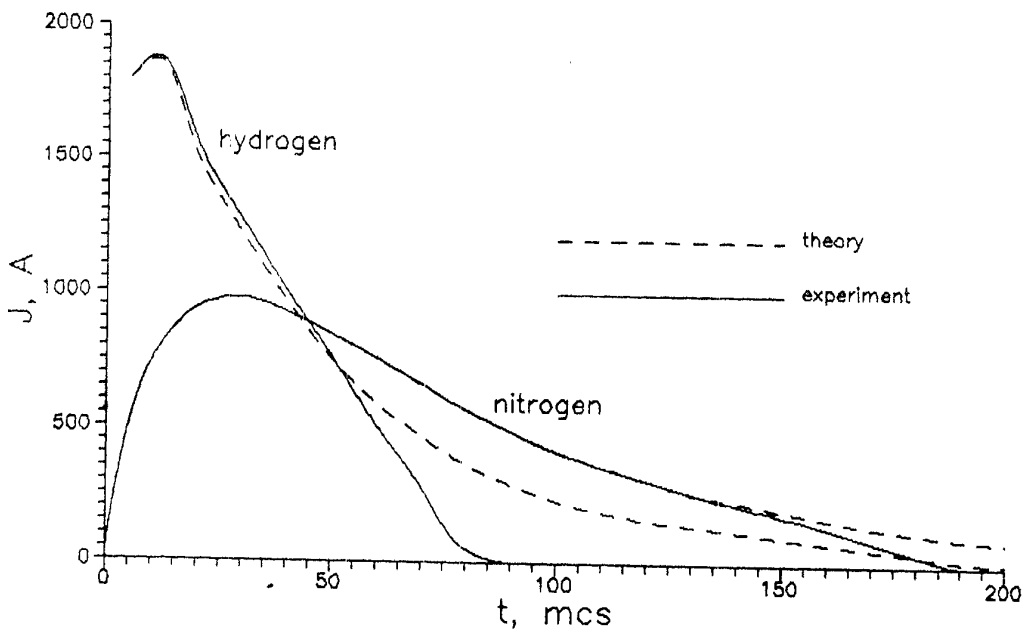


Fig.4

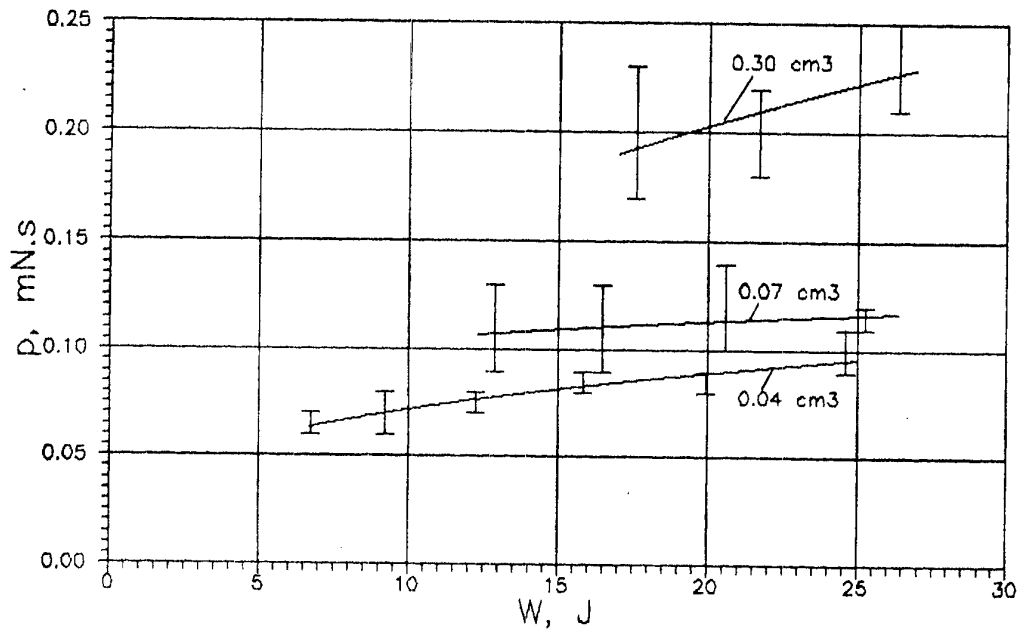


Fig. 5

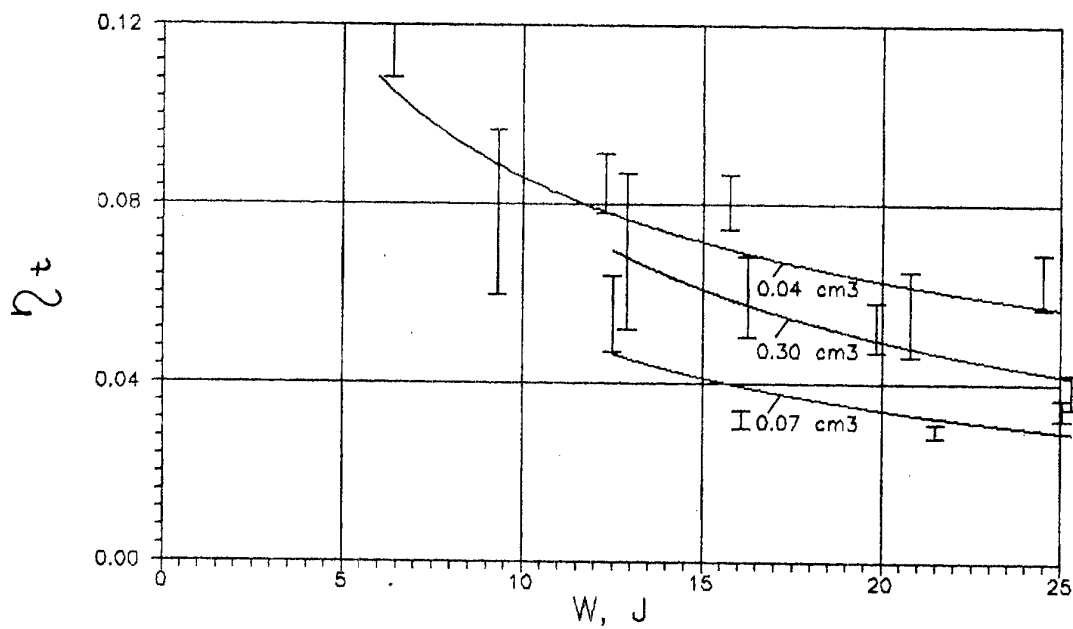


Fig. 6

Laboratory Investigation of Pulsed Plasma Thruster with Gas Valve

N. Antropov, G. Diakonov, O. Lapayev, G. Popov

Research Institute of Applied Mechanics and
Electrodynamics of Moscow Aviation Institute

*4, Volokolamskoye shosse, 125810, Moscow,
Russia*

Fax: (095) 158-03-67, E-mail: riame@mai.ru

Introduction

Advantages of pulsed plasma thrusters (PPT) - constant readiness for operation and capability for precise thrust and impulse control - are well known. That is why the most part of modern PPT is designed for the spacecraft attitude control and station-keeping systems. All these thrusters are devices of erosion type with electromagnetic or electrothermal mechanism of plasma acceleration. PPT operation with liquid or gaseous propellants are at the stage of laboratory prototype development.

But in some cases, it is more advisable to use gas as propellant. One of the obvious examples is c) PPT for an attitude control system of a spacecraft the main propulsion set of which is fed by gaseous propellant (comprising stationary plasma thruster (SPT), for example). In this case, the best solution for angular stabilization is to use several units (no less than 12) of SPT or erosion PPT, each of them comprising its own high voltage accumulator and solid propellant storage blocks. Application of small power PPT, using the same gaseous propellant as the main propulsion set and powered by the same accumulator unit combined with power processing unit (PPU) would be the best solution from the mass characteristics point of view.

1. Electromagnetic pulsed gas valves developed by RIAME MAI

Absence of operating gas-fed PPT designs is explained by the absence of well developed gas valves, meeting the following three requirements:

- gas impulse duration should correspond to the duration of current impulse in PPT (up to 100 μ s);
- power consumption per a gas mass unit should not exceed 10^8 J/kg;
- valve resource should not be less than 10^6 or even 10^7 cycles.

The known pulsed gas valves are mainly based on electromagnetic or electrodynamic mechanisms.

Anchor of ferromagnetic material is a moving element in the case of electromagnetic mechanism. Electromagnets differ by high efficiency and, correspondingly, by relatively small discharge currents, so they meet the second and the third of the above presented requirements very easily. For

example, the resource of electromagnetic injectors of diesel motors reaches 10^8 - 10^9 cycles. But as to fast-action, the available electromagnetic valves do not meet the requirements to the PPT gas valves: action period of the best of them is 5-10 ms. This is explained by the limitation of magnetic pressure to the moving anchor by saturation of ferromagnetic materials. Besides, it follows from the magnetic flow closing that the mass of electromagnet moving parts grows in proportion to the third power and force - to the second power of its linear dimensions, that is why the electromagnet power increase does not cause growth in its fast-action. Gas impulse duration of more than 1000 μ s is unacceptable for PPT, because it causes too high propellant mass loss.

In the contrary, electrodynamic valves, in which ferromagnetic materials are not used, allow to obtain the required fast-action very easily (valves having total action period of about 10 μ s are known), but they do not absolutely meet the requirement to power consumption per a gas mass unit and resource. This is explained by the fact that their efficiency does not exceed 10% because of a number of principal distinctions of the magnetic flow distribution. In the case of real electrodynamic gas valves, developed in RIAME MAI including, the designers do not manage to make power consumption per a gas mass unit be less than 10^9 J/kg. This is absolutely unacceptable for PPT with the propellant consumption of about 10^{-7} kg per pulse and discharge energy of less than 100 J. Besides, low efficiency leads to high discharge currents in the valve circuit (of about some kA) and, correspondingly, requires the complicated and insufficiently reliable high-voltage power supply circuit for the valve.

Electromagnetic pulsed gas valves of disk type were developed in RIAME MAI during the work under the program of coaxial (quasi)stationary plasma accelerator (CSPA) development. Valves of this type were successfully used during many years of experimental work. The magnetic flow distribution used in them differs substantially from the classical electromagnet. Movable anchor of the disk electromagnet is made in the form of a thin (0.1-0.5 mm) and light ferromagnetic disk. This allowed to have high fast-action comparable with the fast-action of electrodynamic mechanisms. In addition, disk electromagnetic valves developed by RIAME MAI have, as all electromagnets, high enough efficiency, thus power consumption per a gas mass unit does not exceed 10^8 J/kg.

Fig.1 shows the flow rate characteristics for the valve at pressure difference of 1 bar. Gas flow rate is precisely controlled by the gap h between the valve seat and the disk anchor. Definite voltage on the capacitive accumulator corresponds to each gap and flow rate, correspondingly.

Fig.2 shows the time characteristic of the valve. Time period t is the period of complete action of the valve moving part measured by a contact sensor. Due to an elastic deformation of the rubber seal the duration of gas impulse is less than t by 50 μ s approximately and is from 100 to 200 μ s. Such gas impulse duration may be matched with the discharge duration in PPT, that being an insuperable problem until now.

2. Gas propellant pulsed plasma thruster

It is more easy to obtain a relatively long discharge of 100-200 μs in duration in electrothermal plasma thruster with high ohmic resistance of the discharge gap. Besides, in this specific case the electrothermal acceleration mechanism has a number of substantial advantages, which will be described below.

The external appearance of electrothermal gas PPT laboratory model is presented in Fig.3. Gas PPT requires a long experimental development, during which the corresponding passage cross-sections, defining the channel gasdynamics, are selected. That is why in the case of this model there was a task to realize the advantages of pulsed gas valve in the simplest design.

The following devices are mounted inside the dielectric casing of the thruster: gas valve, ceramic discharge channel with electrodes and output nozzle. The thruster has rubber seals allowing it to operate both under vacuum conditions and being connected to a flange of vacuum chamber. Discharge channel length is 30 mm, diameter - 5 mm. Outlet diameter of the nozzle is 10 mm.

Gas valve is the only controlled element in the thruster. Voltage from capacitive battery is applied to the thruster electrodes and the discharge gap break-through corresponds to Paschen curves. In this case the break-through should take place only at the moment when the gas impulse front reaches the outlet of the channel. Then at further discharge development, gas from under the valve will flow into the discharge gap and duration of the gas and current pulses will be matched. Break-through at the gas impulse front is provided by the igniting electrode, to which the increased voltage from additional capacitor of small capacitance is applied. In the case of correct selection of passage cross-sections for the channel and nozzle it is possible to have a break-through of discharge gap after complete filling of the channel and at the voltage of about 400 V, which is a little bit more than the voltage required according to Paschen curve.

In the case of electrothermal acceleration the thrust efficiency of the thruster is mainly defined by the energy loss caused by the heat conductivity, radiation and enthalpy of the outflowing plasma, and in contrast to electromagnetic acceleration it does not practically depend on the discharge circuit inductance. Active resistance of the discharge gap, $R \sim 0.1 - 1.0 \text{ Ohm}$, is substantially higher than the total resistance of other parts of the circuit R_0 . That is why in the propulsion set comprising a low-voltage electrothermal PPT it is advisable to divide the propulsion unit the accumulator unit spatially at keeping the condition $R > R_0$. Accumulator unit may be mounted inside the spacecraft pressurized section and connected with the propulsion units by coaxial cables. One accumulator unit, combined with payload unit and capable to provide simultaneous operation of two thrusters, may be used for supplying power to all thrusters of attitude control system, which will result in substantial mass savings comparing to the known PPT.

Experimental development of the thruster was made using hydrogen and nitrogen. Gas flow rate per pulse and discharge currents in the valve

circuit, ignition circuit and the main discharge circuit were measured during the test. Characteristic oscillograms for the current in the main discharge circuit for the cases of using hydrogen and nitrogen are shown in Fig. 4. The discharge is aperiodic and is characterized by substantial excess of the discharge gap ohmic resistance over the wave resistance of the circuit.

Thruster characteristics in the case of thermal plasma acceleration in Laval nozzle are practically completely defined by the temperature and pressure at the nozzle input. Plasma temperature in the discharge channel may be exactly enough defined using the discharge current oscillogram.

Fig. 5 shows the gas PPT calculated thrust impulse, P , as a function of discharge energy, W , in the case of using hydrogen as propellant. Calculations were made using the oscillograms obtained experimentally for the flow rates of 0.04, 0.07 and 0.30 cm³ of hydrogen per pulse. Main errors of such calculation indicated on the curves are defined by the error in defining temperature inside the channel on the basis of the discharge gap resistance.

Fig. 6 shows the corresponding thrust efficiency, η_t , as a function of W . The impulse becomes an order of magnitude higher while using nitrogen as propellant at thrust efficiency being nearly the same. Impulse grows insubstantially and efficiency decreases with the growth of energy supplied to discharge. This is explained by substantial increase of losses for plasma ionization at the temperature growth in the channel. Thus, the discharge energy should be within 10-20 J at gas flow rates being characteristic for this thruster.

Conclusion

Test results confirmed the principal possibility to develop a low power propulsion set using the gas-fed electrothermal pulsed plasma thrusters. It is advisable to use such propulsion set as a part of attitude control and angular stabilization system of a spacecraft, equipped by a main propulsion set using gas as propellant. Besides, it is possible to use liquid propellants with evaporators. Efficient model of gas PPT is developed, which may be modified for obtaining the required characteristics.

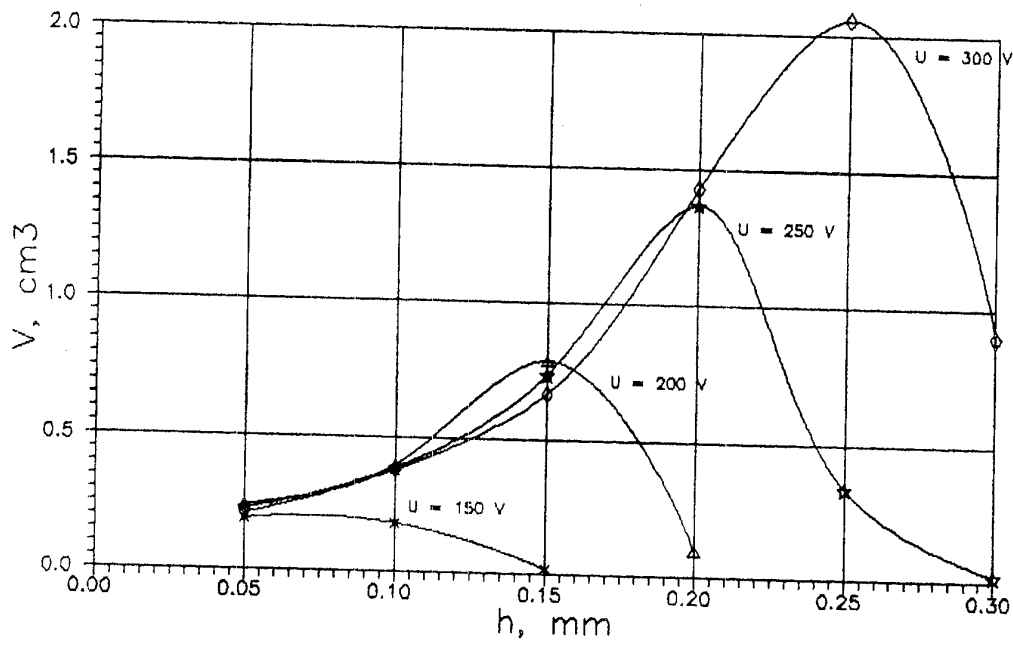


Fig. 1

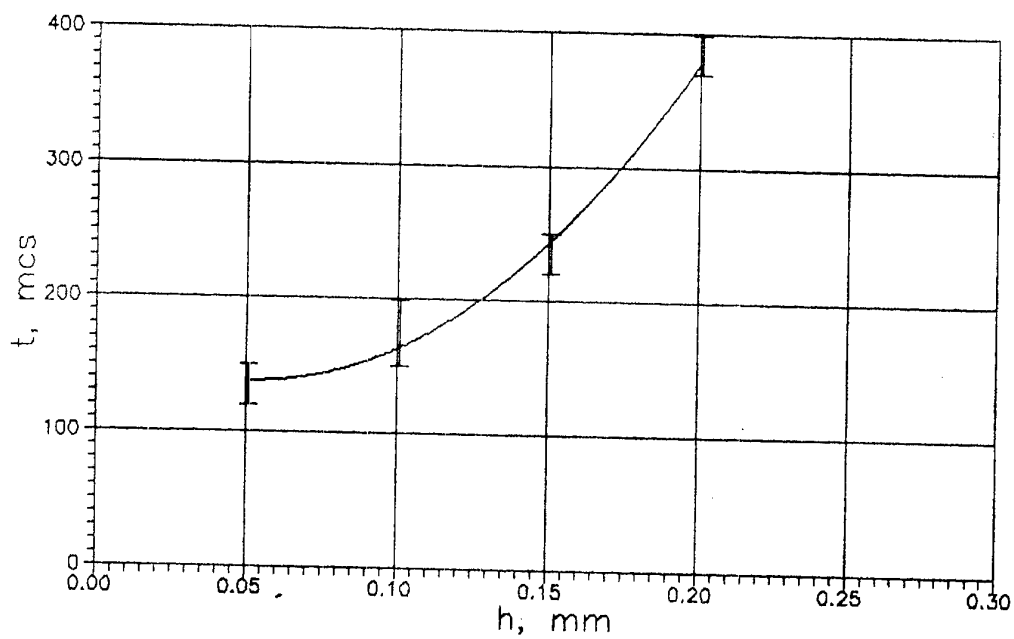


Fig. 2

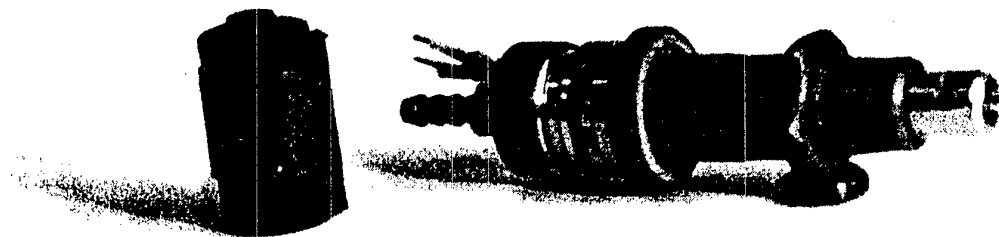


Fig.3

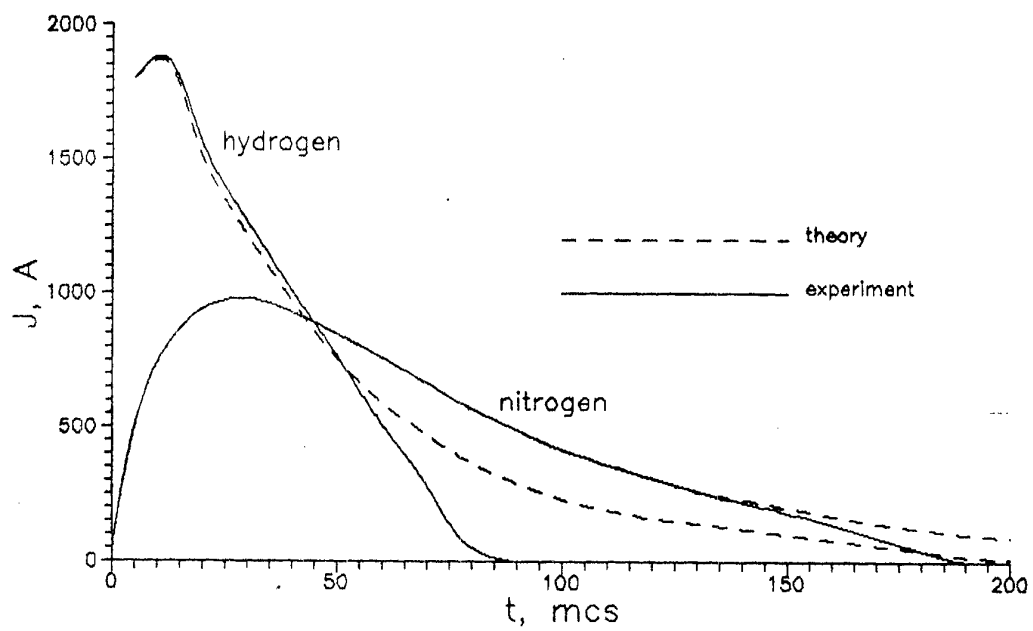


Fig.4

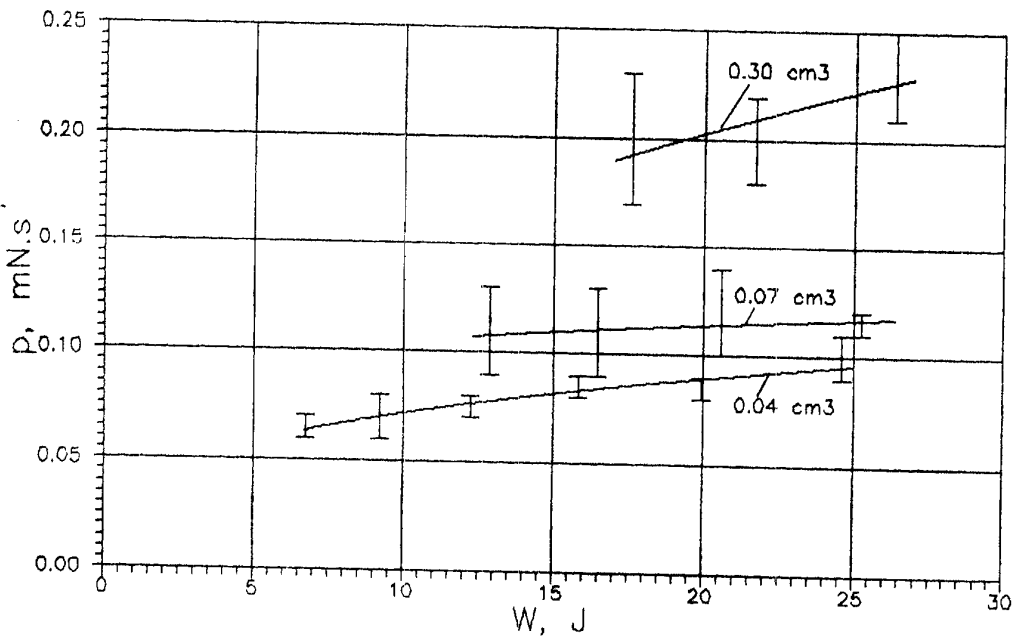


Fig. 5

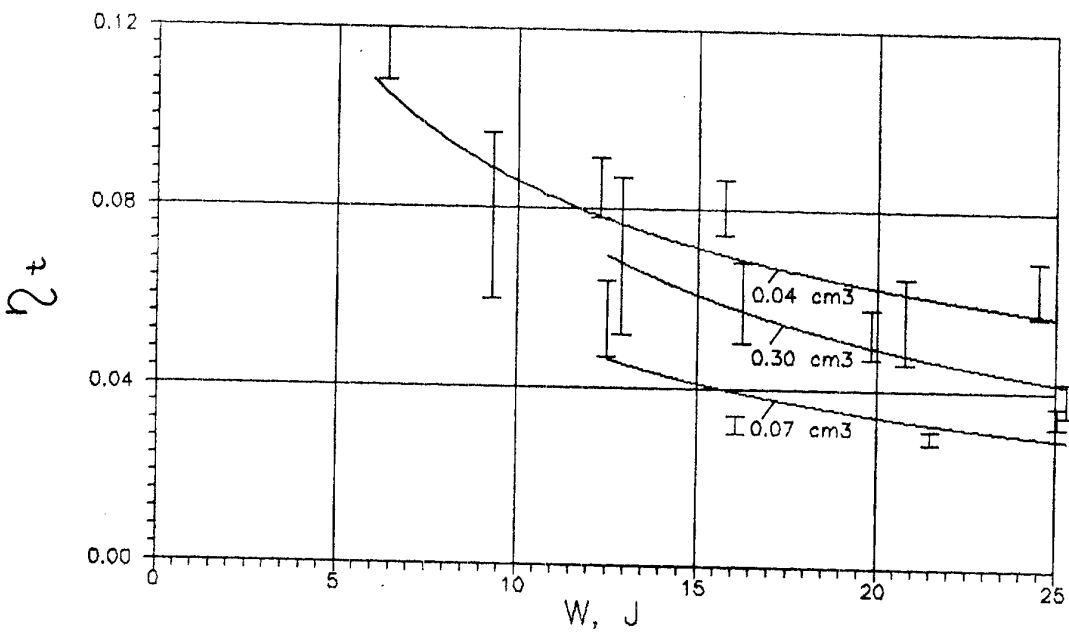


Fig. 6

BMDO-SBIR. Отработочные испытания многофункционального клапана

Автор: Д.Тэйт Шаппель, соавтор: Константин Джингу
Маротта Сайентифик Контролз, Инк.
78 Бунтон Авеню, п/я 427
Монтвиль, Нью-Джерси 07045-0427, США
тел. 973-334-7800
Соавтор: Стэн Грисник
NASA LeRC
Кливленд, Огайо, США

Маротта Сайентифик Контролз, Инк.(MSCI) продолжает разработку многофункционального ксенонового клапана (МФК) по программе Инновационных исследований для малого бизнеса (SBIR) организации минобороны по баллистическим ракетам (BMDO) с целью совершенствования систем подачи ксеноновых движетелей.

MSCI провел исследования, разработал и изготовил однокаскадный клапан электронной системы питания, обеспечивающий: многофункциональную изоляцию положительного ксенона, модулированное управление потоком массы и дросселирование путем многократного уменьшения потока массы/снижения давления, использование полностью жидкометаллической смачиваемой конструкции и возможность управления двигателем Холла с обратной связью.

Представлены результаты и данные испытаний, собранные в ходе этапа 2 программы SBIR, удовлетворяющие предъявляемым требованиям к характеристикам. MSCI представил следующие данные и результаты: очень высокая герметичность стыка металл-металл в течение заданного срока, демонстрация функционирования в заданном диапазоне давления и температур и испытаний замкнутой петли обратной связи на стендах Исследовательского Центра Льюиса НАСА.

BMDO SBIR Multi-Function Valve Development Testing

Author: D. Tate Schappell, Co-Author: Constantin Geangu

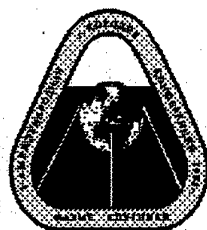
Marotta Scientific Controls, Inc.
78 Boonton Avenue, PO Box 427
Montville, NJ 07045-0427, USA
tele: 973-334-7800

Co- Author: Stan Grisnik
NASA LeRC
Cleveland, Ohio, USA

Marotta Scientific Controls, Inc., (MSCI) continues development of a Multi-Function Xenon Gas Valve (MFV) under the Ballistic Missile Defense Organization (BMDO) Small Business Innovative Research (SBIR) Program. The SBIR topic requested advancements in Xenon Propulsions Feed Systems.

MSCI investigated, designed and produced a single stage, electronic feed system valve providing the multi-function of positive Xenon isolation, modulating mass flow control, and throttleability over high mass flow turn-down/ high pressure reduction, using all-metal fluid wetted construction, and with the capability of Hall thruster feedback control.

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: extremely tight metal-to-metal leakage data over anticipated life, demonstration of operation over the pressure and temperature range, and thruster closed loop testing at NASA LeRC.



**1-я МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ-ВЫСТАВКА
МАЛЫЕ СПУТНИКИ
НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, ДОСТИЖЕНИЯ. ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ
МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В НОВОМ ТЫСЯЧЕЛЕТИИ**

**1-st ANNUAL INTERNATIONAL CONFERENCE & EXHIBITION
SMALL SATELLITES
NEW TECHNOLOGIES, ACHIEVEMENTS, PROBLEMS AND PROSPECTS
FOR INTERNATIONAL CO-OPERATION IN THE NEW MILLENNIUM**

**СЕКЦИЯ IX:
БОРТОВАЯ ЭЛЕКТРОНИКА, ПРИБОРЫ,
НАЗЕМНАЯ ИНФРАСТРУКТУРА**

**SESSION IX:
ONBOARD ELECTRONICS AND INSTRUMENTS
ONGROUND INFRASTRUCTURE**

**Руководители:
К.А. Победоносцев, ОКБ МЭИ, Россия
А.Ф. Калинин, НИИ ТП, Россия**

**Chairpersons:
Konstantin A. Pobedonostsev, ОКБ MEI, Russia
Aleksey F. Kalinin, НИИ TP, Russia**

- IX.1 **Электромагнитная система управления космическим аппаратом**
А. Саноян, Н. Семкин, Р. Помельников, А. Занин, Д. Зонин, Самарский ГАУ, Россия
- IX.2 **Магнитные системы ориентации для малых спутников и программные средства для тестирования их качества**
В. Александров, Д. Бугров, С. Лемак, А. Невидомский, МГУ им. Ломоносова,
М. Овчинников, С. Мирер, ИПМ им. М.В. Келдыша, Россия.
- IX.3 **Малогобаритные информационные системы на основе твердотельных волоконно-оптических гироскопов**
А. Пестунов, С. Сидоров, ЦНИИМАШ, Россия
- IX.4 **Перспективы миниатюризации giroприборов для космической техники**
В. Ачильдиев, В. Дрофа, ЦНИИМАШ, Россия
- IX.5 **Двухпроцессорный вычислительный модуль для элементной базы нового поколения перспективных средств РКТ**
Л. Патрикеев, Г. Сухов, ГКНПЦ, им. Хруничева,
С. Уваров, ИПУ РАН, Россия
- IX.6 **Перспективы повышения точности автомата управления положением МКА в пространстве**
В. Иванов, ЦНИИМАШ, Россия
- IX.7 **Бортовые информационно-вычислительные инструментальные средства малогобаритных спутников, обеспечивающие проведение комплексных автоматизированных экспериментов типа "Торнадо"**
В. Носиков, Ю. Левицкий, ЦНИИМАШ, Россия
- IX.8 **Малогобаритная система контроля вращения и ориентации относительно вектора скорости для малых КА**
Н. Пушкин, НПО ИТ, Россия
- IX.9 **Бесконтактная система для контроля двигателей ориентации малых КА**
Н. Пушкин, НПО ИТ, Россия
- IX.10 **Использование принципа функциональной взаимосвязанности фазовых координат объекта исследований и независимости выхода из строя измерительных элементов**
Г. Сухов, С. Сухов, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, Россия
- IX.11 **Информационно-управляющий комплекс для малых КА**
А. Калинин, А. Шишанов, НИИ ТП, Россия
- IX.12 **Перспективная бортовая энергетика для космической техники**
В. Акимов, А. Гафаров, А. Губертов, Б. Корнилов,
А. Пришлецов, ИЦ им. М.В. Келдыша, Россия
- IX.13 **Характеристики малогобаритного радиолокатора бокового обзора**
К. Пичхадзе, НПО им. Лавочкина, Россия

- IX.14 Спутниковый СВЧ-радиометр МТВЗА для дистанционного зондирования Земли
Л. Бордюгов, Н. Горобец, В. Наконечный, В. Панцов, И. Черный, Г. Чернявский, ЦПИ РКА, Россия
- IX.15 Математическое моделирование антенн малых спутников
И. Козлов, НИИ ПМЭ МАИ, Россия
- IX.16 Инструментарий для исследования среды окружения космических аппаратов
В. Гусельников, О. Брагин, А. Задорожный, А. Кочеев, Ю. Прокопьев, А. Тютин, НГУ, Россия
- IX.17 Перспективы использования рентгеновской капиллярной оптики в космической отрасли
А. Волков, А. Невский, М. Платонова, ЦНИИМАШ, Россия
- IX.18 Легкие оптические системы на основе голографических фильтров для космических исследований Солнца
С. Адишев, И. Канаев, А. Пугачев, ИАЭ СО РАН, Россия
- IX.19 Сканирующее устройство высокого пространственного разрешения "Взор" для малых космических аппаратов
М. Новиков, Ю. Гектин, Н. Акимов, РНИИ КП, Россия
- IX.20 Оптические системы для малогабаритных многофункциональных космических оптико-электронных камер, взаимосвязка с космической платформой, основные параметры
Е. Маламед, М. Сокольский, ОАО ЛОМО, Россия
- IX.21 Комплекс оптико-электронных средств наблюдения малоразмерного космического мусора
В. Емельянов, В. Лукьященко, Ю. Меркушев, А. Рембеза, Г. Успенский, ЦНИИМАШ, Россия
- IX.22 Бортовая система обработки изображения перспективного спутника ДЗЗ
А. Волков, С. Афанасьев, ЦНИИМАШ, Россия
- IX.23 Проблемы комплексной обработки космических снимков различного разрешения
С. Кусимов, А. Султанов, В. Багманов, П. Нугманов, УГАТУ, Россия
- IX.24 Методы обработки информации РСА в системах управления природными ресурсами
И. Елизаветин, П. Широков, НПО МАШ, Россия
- IX.25 Разработка генератора плазмы на тлеющем разряде для снятия электростатических зарядов с МКА
В. Иванов, ЦНИИМАШ, Россия
- IX.26 Миниатюризация бортовых и наземных антенных систем на основе достижений в области технологии создания планарных и сегнетокерамических антенн
В. Уткин, В. Лукьященко, Г. Райкунов, А. Волков, А. Лукьященко, С. Шиляев, В. Салтыков, ЦНИИМАШ, Россия
- IX.27 Перспективы создания малых приемных станций космической информации
А. Волков, С. Афанасьев, С. Крутых, ЦНИИМАШ, Россия

- IX.1 **An Electromagnetic System for Space Vehicle Control**
A. Sanoyan, N. Semkin, R. Pomelnikov, A. Zanin, D. Zonin,
SSAU, Russia
- IX.2 **Magnetic Orientation Systems for Small Satellites and Software
for Their Quality Testing**
V. Alexandrov, D. Bugrov, S. Lemak, A. Nevidomsky, MSU,
M. Ovchinnikov, S. Mirer, Keldysh IPM, Russia
- IX.3 **Miniature Information Systems Based on Solid-State Fiber-Optic
Gyroscopes**
A. Pestunov, S. Sidorov, TsNIIMASH, Russia
- IX.4 **Future Miniaturization of Gyro Devices for Small Spacecraft**
V. Achildiev, V. Drofa, TsNIIMASH, Russia
- IX.5 **A Two-Processor-Computer Module for a New-Generation
Element Base**
L. Patrikeev, G. Sukhov, Khrunichev GKNPTs, S. Uvarov,
Keldysh IPM, Russia
- IX.6 **Opportunities for Enhancing the Accuracy of the Small Space
Vehicle Computer-Aided Attitude Control System**
V. Ivanov, TsNIIMASH, Russia
- IX.7 **Onboard Information-Computer Facilities for Small-Size
Spacecraft in Support of Carrying out Integrated Computer-
Aided Experiments of the TORNADO Type**
Yu. Levitsky, RSA, V. Nosikov, TsNIIMASH, Russia
- IX.8 **A Small-Size System for Spinning and Orientation Control
Relatively to the Velocity Vector for Small Satellites**
N. Pushkin, NPO IT, Russia
- IX.9 **A Sensor System for Controlling Orientation Thrusters of Small
Spacecraft**
N. Pushkin, NPO IT, Russia
- IX.10 **Applications of the Principles of Functional Interrelation of the
Research Volume Phase Coordinates and Freedom of Measuring
Instrument Failures**
G. Sukhov, S. Sukhov, Khrunichev GKPTs, Russia
- IX.11 **Small Spacecraft Information and Control System**
A. Kalinin, A. Shishanov, NII TP, Russia
- IX.12 **Advanced Onboard Power Supply for Space Objects**
V. Akimov, A. Gafarov, A. Gubertov, B. Kornilov,
A. Prishletsov, Keldysh RC, Russia
- IX.13 **Characteristics of the Small-Size Radar**
K. Pichkhadze, Lavochkin NPO, Russia
- IX.14 **Satellite SHF Radiometer MTVZA for Earth Remote Sensing**
L. Bordyugov, N. Gorobets, V. Nakonechny, I. Cherny,
G. Chernyavsky, TsPI RSA, Russia
- IX.15 **Mathematical Simulation of Small Spacecraft**
I.P. Kozlov, NII PME MAI, Russia

- IX.16 **Set of Tools for Space Vehicle Environment Research**
V. Guselnicov, O. Bragin, A. Zadorozhny, A. Kocheev,
Yu. Procopiyev, A. Tyutin, NSU, Russia
- IX.17 **Prospects of X-ray capillar optics usage in the space industry**
A. Volkov, A. Nevsky, M. Platonova, TsNIIMASH, Russia
- IX.18 **Holographic Filter-Based Light Optical Systems for Solar Space Research**
S. Adischev, I. Kanaev, A. Pugachev, IAE, Russia
- IX.19 **A High Spatial Resolution Scanner for Small Spacecraft**
M. Novicov, Yu. Gektin, N. Akimov, RNII KP, Russia
- IX.20 **Small Spacecraft Optical-Electronic system, Interface with a Space Platform, Major Parameters**
E. Mahlamed, M. Sokolsky, LOMO, Russia
- IX.21 **Optoelectronic facilities for tracking space debris**
V. Emeliyanov, V. Lukyashchenko, Yu. Merkushev, A. Rembeza,
G. Uspensky, TsNIIMASH, Russia
- IX.22 **An Onboard System for Processing Advanced Earth Remote Sensing Satellite Images**
A. Volkov, S. Afanasiev, TsNIIMASH, Russia
- IX.23 **Problems of Complex Processing of Different-Resolution Space Images**
S. Kusimov, A. Sultanov, V. Bagmanov, P. Nugmanov, Ufa SATU,
Russia
- IX.24 **Techniques of radar data processing by nature resources management systems**
I. Elizavetin, P. Shirokov, NPO MASH, Russia
- IX.25 **Development of a glow-discharge plasma generator for removing electrostatic discharges from small spacecraft.**
V.A. Ivanov, TsNIIMASH, Russia
- IX.26 **Onboard and Onground Antenna System Miniaturization Applying Advances in Planar and Seignette-Ceramics Antenna Technology**
V. Utkin, V. Lukyashenko, G. Raikunov, A. Volkov,
A. Lukyashenko, S. Shilyaev, V. Saltykov, TsNIIMASH, Russia
- IX.27 **Prospects of Developing Small Advanced Space Information Stations**
A. Volkov, S. Afanasiev, S. Krutykh, TsNIIMASH, Russia

Электромагнитная система управления космическим аппаратом

Саноян А.Г., Семкин Н.Д., Помельников Р.А., Занин А.Н.,
Бобин Д.Г.

Самарский ГАУ

443642, г.Самара, Молодогвардейская ул.,151

С развитием малогабаритных спутников возникает проблема энергетического обеспечения функционирования бортовой аппаратуры. В работе рассмотрена система ориентации спутника, основанная на взаимодействии магнитного поля Земли и токов, обтекающих специальные конструкционные элементы.

Разработана: математическая модель динамики космического аппарата, электромагнитная система управления космическим аппаратом, блок-схема системы, программное обеспечение.

Движение спутника по орбите описывается уравнением эллипса. Динамика космического аппарата относительно центра масс основана на уравнении углового движения спутника, в форме Эйлера. Действующий момент находится исходя из уравнения Ампера и конструктивных параметров космического аппарата. Магнитное поле Земли описано аналитическим представлением Гаусса. В связи со сложностью процессов взаимодействия магнитного поля Земли и солнечной батареи создана многоуровневая формализация путем построения дерева моделей. Математическая модель солнечной батареи представлена моделями солнечного элемента и сети соединяющих проводников.

Электромагнитная система управления космическим аппаратом включает: датчики магнитного поля, углового ускорения, угловой скорости; электромагнитные исполнительные устройства (солнечные батареи и магнитные исполнительные устройства); аналого-цифровой преобразователь; микропроцессорную систему; механизм регулирования магнитных исполняющих устройств, а также параметры солнечной батареи.

Программа управления основана на принципе оптимальности Беллмана и двух баз данных. В первой базе данных находится набор команд для управления токоотбора от солнечных батарей, во второй находится набор команд для управления величиной тока в магнитных управляемых элементах. Программа из набора команд баз данных создает программу действия для стабилизации спутника. В зависимости от внешних параметров и потребления тока на борту формируется функция цели, исходя из нее выбираются команды. Совокупность команд представляются в виде дерева. В случае неспрогнозированного резкого увеличения ускорения производится быстрое гашение импульса и новая генерация команд.

Численное моделирование произведено в среде пакета Mftchematica 3.0. Отработка алгоритмического уровня прибора произведен с помощью пакета LabVIEW.

А.Саноян

Показано, что при массе космического аппарата 40 кг и управляющем токе в 1 мФ система работоспособна при следующих максимальных начальных условиях: угол отклонения 0,09 рад.угловая скорость $1,22 \cdot 10^{-4}$ рад·с⁻¹. Переходной процесс длится $(1,2-5) \cdot 10^{-4}$ с.

Магнитные системы ориентации для малых спутников и программные средства для тестирования их качества

В.В.Александров (★), М.Ю.Овчинников (†),
С.А.Мирер (†), Д.И.Бугров (★), С.С.Лемак (★), А.Ю.Невидомский (★)
(★) Московский государственный университет им. М.В.Ломоносова,
119899, Москва, Воробьевы Горы, ГЗ МГУ
факс: +(095)939-00-69, E-mail: valex@moids.math.msu.su
(†) Институт прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН
125047, Москва, Миусская пл. 4
факс: +(095)972-07-37, E-mail: ovcinni@spp.keldysh.ru

Реферат

Для ориентации малых спутников широко используются системы, измерительные и исполнительные органы которых взаимодействуют с геомагнитным полем. Такие системы при их естественных ограничениях по точности ориентации от одного до нескольких градусов обладают несомненными преимуществами, имеющими особую привлекательность для малых спутников — высокая надежность, малый вес, простота в изготовлении, относительно низкая стоимость.

Помимо синтеза алгоритмов управления этап разработки системы ориентации включает в себя тестирование качества ее работы. Использование наземных стендов является одним из возможных путей решения этой проблемы. Наряду с механическими стендами целесообразно использовать компьютерные стенды, что значительно упрощает процесс разработки и испытания спутника. В докладе описываются алгоритмы управления и система, реализованная в виде программного комплекса, для компьютерного моделирования, верификации и оценки качества функционирования системы ориентации малых спутников.

Введение

Для управления угловым движением малых спутников в настоящее время широко используются системы ориентации, измерительные и исполнительные органы которых взаимодействуют с геомагнитным полем. Диапазон использования геомагнитного поля для целей ориентации простирается от пассивных систем до активных и комбинированных систем. В пассивных системах оно формирует восстанавливающий момент, если спутник ориентируется по вектору напряженности магнитного поля Земли. Демпфирующий момент может формироваться магнитным полем, пожалуй, для большинства типов пассивных систем в форме гистерезисных стержней из магнитомягкого материала, подвесов с регулируемым сухим трением с использованием магнитного гистерезиса или вязким трением с использованием токов Фуко. Активные магнитные системы в качестве исполнительных органов используют токовые катушки без сердечников, что позволяет избежать инерционности в изменении их дипольного момента. В комбинированных системах магнитным элементам отводится

активная роль, например, маховик с постоянным кинетическим моментом удерживает одну из осей спутника вдоль нормали к плоскости орбиты, а поворот вокруг этой оси осуществляется токовыми активными токовыми катушками.

Помимо синтеза алгоритмов управления в активных системах или выбора параметров в пассивных системах этап разработки системы ориентации включает в себя тестирование ее качества. Наряду с механическими стендами целесообразно использовать компьютерные стенды. Это позволит значительно упростить и удешевить процесс разработки и испытания спутника. В докладе описываются алгоритмы управления и система, реализованная в виде программного комплекса, для компьютерного моделирования, верификации и оценки качества функционирования системы ориентации малых спутников. Система позволяет оценить качество пассивных систем ориентации, но ее основное предназначение заключается в оценке качества алгоритмов активного управления на базе сравнения с некоторым идеализированным алгоритмом. Это позволяет оценить резерв тестируемой системы. Система позволяет также проверить качество выбранных алгоритмов управления и оценить влияние ошибок в определении текущего фазового вектора спутника вследствие погрешностей датчиков ориентации, отказов в контуре управления, влияния внешних динамических возмущений.

Описание системы тестирования

Функциональная схема одной из возможных конфигураций системы тестирования, когда в качестве тестируемых выступают алгоритмы активной магнитной стабилизации, представлена на рис. 1.

Тестируемый блок 1 представляет алгоритмы управления ориентацией спутника, которые предложены разработчиками спутника. Для системы тестирования эти алгоритмы представляют собой "черный ящик" с известными входами и выходами. Сама система тестирования формирует внешнюю и внутреннюю среду, в которой функционирует тестируемый блок. Одним из основных блоков системы является блок 2 - блок моделирования динамики объекта. В этом блоке происходит интегрирование уравнений движения центра масс спутника и уравнений движения вокруг центра масс под действием управляющих и возмущающих моментов. Возможно включение в модель гибких элементов - штанги, используемой для гравитационной стабилизации, панелей солнечных батарей и пр. Активное управление спутником осуществляется с помощью магнитных катушек. Управляющие сигналы для блока 3 - формирования управляющих магнитных моментов передаются из тестируемого блока 1. Кроме этого, блок 3 использует информацию о напряженности магнитного поля Земли, модель которого реализована в блоке 5. Этот блок может иметь несколько уровней, различающихся по сложности описания магнитного поля Земли, когда в зависимости от исследуемой задачи используется различное число членов в разложении потенциала магнитного поля. Возмущающий магнитный момент, действующий на спутник, формируется в блоке 6. В блоках 7 и 8 моделируются гравитационные силы и моменты, действующие на спутник. Для описания гравитационных моментов поле тяготения считается центральным. Что касается сил гравитации блока 7, то здесь как и в случае блока 5 предусмотрено ис-

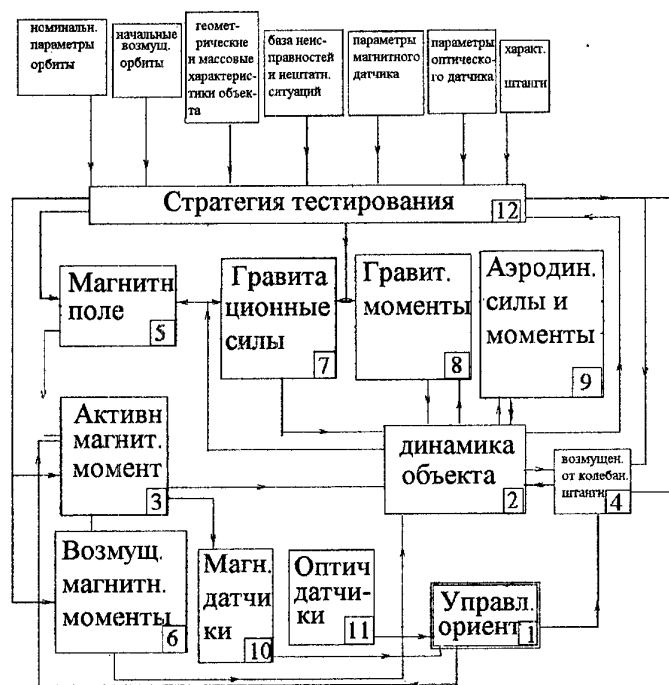


Рис.1. Функциональная схема системы тестирования.

пользование моделей различного уровня сложности для гравитационного потенциала Земли. Блок 9 предназначен для моделирования влияния атмосферы на движение спутника. Совместно блоки 5,7,8,9 формируют внешнюю среду, которая влияет на движение управляемого объекта.

Внутреннюю среду функционирования объекта составляют инструментальные погрешности измерительных датчиков, погрешности исполнительных органов, собственные магнитные моменты, а также набор неисправностей и штатных ситуаций, возникающих в процессе эксплуатации спутника. Предполагается, что тестируемая система управления может использовать показания двух типов датчиков - магнитных и оптических (солнечных). Для корректного моделирования работы последних необходимо учитывать не только движение спутника относительно Земли, но и движение Земли относительно Солнца. Моделируемые ошибки датчиков имеют сложную структуру - учитываются аддитивные, мультипликативные и случайные составляющие. Статистическое описание чисто случайных составляющих ошибки измерений, а также описание функциональных множеств для неслучайных компонент ошибок измерений используется в двух случаях. В первом случае для моделирования работы самих датчиков, которое производится в блоках 10 и 11, и при работе блока 12 стратегии тестирования, в процессе определения наихудших возмущений. В блоке 12 производится управление работой всех перечисленных выше модулей. В процессе тестирования модуль может менять значение любого параметра, влияющего на движение системы, прервать расчет движения спутника и вновь начать его с новыми исходными данными, и т.п. Входными параметрами для

этого модуля являются описания множеств, задающих допустимые неопределенности в задании номинальной орбиты, неопределенности в задании массовых и геометрических параметров спутника и его элементов - штанги, солнечных батарей и т.д. Также задаются описания множеств, задающих структуру и параметры для каждой компоненты ошибок измерений имеющихся датчиков. Кроме того, на вход блока подается описание вариаций атмосферы, гравитационных и магнитных возмущений.

Если система тестирования работает в открытом режиме, то анализируются текущие отклонения от требуемой траектории. Для определения качества стабилизации находятся экстремальные характеристики равномерной устойчивости с оценкой на конечном интервале времени [1]. Как показано в [1], эта задача является расширением известной задачи Б.В. Булгакова о максимальном отклонении. Во многих случаях этот же подход можно применить и для бесконечного интервала времени. Для замкнутого режима тестирования характеристики качества стабилизации находятся из решения дифференциальной игры при наличии дискриминации одного из игроков.

Постановка задачи тестирования точности

1. Основной стратегией тестирования точности является постановка, решение максиминных задач и их использование для проведения тестирования. Для формирования задачи на $\max \min$ введем следующие понятия: u — вектор управляющих сигналов активной ориентации; v — вектор возмущений, оказывающих негативное влияние на точность ориентации. Сюда следует отнести начальные отклонения, инструментальные погрешности и различного рода возмущающие моменты — аэродинамические, магнитные и т.д.

Пусть $\varphi_0(u, v)$ — критерий точности ориентации. Обычно управляющие сигналы формируются как функции времени и оценок отклонений \tilde{y} : $u = u(t, \tilde{y})$. Что касается вектора возмущений, то в случае тестирования можно предположить наличие зависимости вектор-функции v от перечисленных переменных, а также от самих отклонений и значений управления: $v = v(t, y, u)$.

Таким образом, имеем задачу на $\max \min$ с определенной дискриминацией для управления

$$\min_{u(t, \tilde{y})} \varphi_0(u, v) \rightarrow \max_{v(t, y, u)}$$

В этом случае в соответствии с теоремой Н.Н. Красовского [2] соответствующая дифференциальная игра имеет седловую точку

$$\max_v \min_u \varphi_0(u, v) = \min_u \max_v \varphi_0(u, v) = \varphi_0^0(u^0, v^0) \quad (1)$$

Наличие седловой точки позволяет ввести понятие отличного результата функционирования алгоритмов активной ориентации. Сама процедура тестирования в этом случае сводится к последовательному выполнению двух шагов:

1-й шаг. После представления способа ориентации и данных о динамике спутника решается динамическая игра (1), что позволяет найти седловую точку (отличный результат) и оптимальную контрстратегию $v^0(t, y, u)$.

2-й шаг. Происходит процедура тестирования: на блок "алгоритм активной ориентации" в реальном времени подается первичная информация с датчиков

и снимаются сигналы управления, вырабатываемые алгоритмом. Эти сигналы используются для активной ориентации, что позволяет подсчитать реальные значения функционала $\varphi_0(u, v^0)$. Данное значение сравнивается с отличным результатом $\frac{\varphi_0(u^0, v^0)}{\varphi_0(u, v^0)} \vee 1$.

2. Рассмотрим применение изложенного выше алгоритма на примере тестирования алгоритмов активной магнитной стабилизации спутника.

Уравнения малых колебаний относительно центра масс в проекции на оси связанной системы можно записать в виде

$$\begin{aligned} A\ddot{\alpha}_1 + \omega_0(C + B - A)\dot{\alpha}_3 + 4\omega_0^2(B - C)\alpha_1 &= M_1^a + M_1^b + \Delta M_1^g, \\ B\ddot{\alpha}_2 + 3\omega_0^2(A - C)\alpha_2 &= M_2^a + M_2^b + \Delta M_2^g, \\ C\ddot{\alpha}_3 + \omega_0(B - A - C)\dot{\alpha}_1 + \omega_0^2(B - A)\alpha_3 &= M_3^a + M_3^b + \Delta M_3^g. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь A, B, C — моменты инерции, $\omega_0(t)$ — угловая скорость движения центра масс, $\vec{\alpha} = (\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3)$ — вектор малого поворота связанной системы $Mx_1x_2x_3$ относительно орбитальной системы $Mu_1u_2u_3$.

Обозначим $\delta = \{\delta_{ij}\}$ — матрицу поворота строительных осей $Mz_1z_2z_3$ спутника относительно связанной системы Mx . Обозначим $u = (u_1, u_2, u_3)$ — проекции активного момента, создаваемого катушками с током, на оси системы Mz .

(I_1^n, I_2^n, I_3^n) — проекции собственного магнитного момента, возникающего из-за намагниченности спутника.

$\vec{T} = (T_1, T_2, T_3)$ — проекции вектора магнитной напряженности Земли на оси орбитальной системы Mu .

$\Delta M_1^g, \Delta M_2^g, \Delta M_3^g$ — проекции на собственные оси немоделируемых возмущающих моментов, для которых имеется только статистическое описание. Например, их можно представить в виде отрезков ряда Фурье (для простоты взяты только два члена разложения)

$$\Delta M_i^g = d_{1i} + d_{2i} \cos \omega_0 t + d_{3i} \sin \omega_0 t + d_{4i} \cos 2\omega_0 t + d_{5i} \sin 2\omega_0 t + d_{6i}, \quad i = 1, 2, 3. \quad (3)$$

где $d_{1i}, d_{2i}, d_{3i}, d_{4i}, d_{5i} = \text{const}$, а d_{6i} — высокочастотная составляющая типа белого шума.

Проекция активного магнитного момента на собственные оси $\vec{u}_x = [E - \hat{\delta}]u_z$.

Проекция управляющего момента $\vec{M}^a = \vec{u} \times \vec{T}$ запишем в виде

$$\begin{aligned} M_1^a &= u_2(T_3 - T_2\delta_1) + u_1(T_2\delta_2 + T_3\delta_3) - u_3(T_2 + T_3\delta_1) + \sum_{i,j} \alpha_i u_j \lambda_{ij1}(\delta) \\ M_2^a &= u_3(T_1 - T_3\delta_2) + u_2(T_1\delta_1 + T_3\delta_3) - u_1(T_3 + T_1\delta_2) + \sum_{i,j} \alpha_i u_j \lambda_{ij2}(\delta) \\ M_3^a &= u_2(T_3 - T_2\delta_1) + u_1(T_2\delta_2 + T_3\delta_3) - u_3(T_2 + T_3\delta_1) + \sum_{i,j} \alpha_i u_j \lambda_{ij3}(\delta) \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь $\lambda_{ijk}(\delta)$ — коэффициенты при нелинейных составляющих активного управляющего момента (4). Аналогичные выражения можно записать для составляющих возмущающего магнитного момента.

В случае, когда точно известно положение центра масс спутника M , вектор измерения можно представить в виде $\vec{z} = \vec{T}_z^u - \vec{T}^*$, где \vec{T}_z^u — вектор, составленный из измеренных компонент напряженности поля в точке M , T^* — информация о проекциях магнитного поля Земли на борту спутника. Если положение центра масс известно, то $T^* = T_y$. С точностью до малых второго порядка

$$\vec{T}_z^u = [E + \Delta][E + \delta'] [E + \hat{\delta}] [E + \hat{\alpha}] \vec{T}_y + \vec{\xi}_0 + \vec{\xi}_1 \sin \omega_0 t + \vec{\xi}_2 \cos \omega_0 t + \vec{\xi}_3 \quad (5)$$

где $\vec{\xi}_0 = (\xi_1^0, \xi_2^0, \xi_3^0)$ — систематическая погрешность измерений (уходы нуля датчиков).

$\vec{\xi}_1, \vec{\xi}_2$ — зависящие от времени компоненты систематической погрешности.

ξ_3 — высокочастотные компоненты погрешности, представленные белым шумом.

δ' — вектор малого поворота осей чувствительности датчиков относительно приборной системы Mz .

Δ — матрица относительных погрешностей измерений. На диагонали ($\Delta_{11}, \Delta_{22}, \Delta_{33}$) — ошибки масштабов измерений магнитометров. Вне диагонали (Δ_{ij}) — коэффициенты перекрестной чувствительности магнитного датчика, обусловленные неортогональностью расположения осей измерений трехкомпонентного магнитного датчика.

В проекциях на ось Mx соотношения (5) запишутся в виде

$$z_k = \Delta_{kk} T_1 + (\alpha \times T)_k + \sum_i \delta_i \kappa_{ik}^2(T_y) + \sum_i \alpha_i \kappa_{ik}^3(T_y) + \sum_{i,j} \alpha_i T_j \kappa_{ijk}^4(\Delta_{ij}, \delta, \delta') + \xi_k^0 + \xi_k^1 \sin \omega_0 t + \xi_k^2 \cos \omega_0 t + \xi_k^3 \quad (6)$$

Добавим к уравнениям (2) формирующие уравнения для описания констант в выражениях для возмущающих моментов (3), а также в векторе измерений (6)

$$\begin{aligned} \dot{d}_{1i} &= 0 & d_{2i} &= d_{3i} & \xi_i^1 &= \xi_i^2 \\ \dot{\xi}_i^0 &= 0 & \dot{d}_{3i} &= \omega_0^2 d_{2i} & \xi_i^2 &= \omega_0^2 \xi_i^1, \\ \dot{\kappa}_i &= 0 & \dot{d}_{4i} &= d_{5i} & & i = 1, \dots, 3, \\ & & \dot{d}_{5i} &= 4\omega_0^2 d_{4i} & & \end{aligned} \quad (7)$$

Предполагая α_i, δ_j малыми, пренебрежем нелинейными членами в (4) и (6). Тогда уравнения движения управляемой системы можно представить в виде

$$\begin{aligned} \dot{y} &= A(t, v)y + B(t, v)u + C(t, v)w + D(t)q \\ \dot{\tilde{y}} &= A(t, v)\tilde{y} + B(t, v)u + C(t, v)w + \tilde{K}(z - H\tilde{y}), \\ z &= H(t, v)y + H^1(t)w + r \end{aligned} \quad (8)$$

где

$$\begin{aligned} y &= (\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \dot{\alpha}_1, \dot{\alpha}_2, \dot{\alpha}_3, d_{1i}, d_{2i}, d_{3i}, d_{4i}, d_{5i}), \quad i = 1, 2, 3, \\ u &= (u_1, u_2, u_3), \quad v = (\delta_1, \delta_2, \delta_3), \quad w = (I_1^n, I_2^n, I_3^n), \\ q &= (d_{61}, d_{62}, d_{63}, \xi_1^3, \xi_2^3, \xi_3^3) \end{aligned}$$

В.Александров

\tilde{y} — оценка y ; $\tilde{K}(t)$ — матрица усиления в алгоритме оценивания. Возмущения q и r моделируются векторными белыми шумами с известными матрицами интенсивности $M[qq^T] = \tilde{Q}(t)$, $M[rr^T] = R(t)$.

Критерий качества стабилизации для тестирования можно записать в виде

$$J = M[y(t_1)^T F_0 y(t_1) + \int_0^{t_1} (y^T N y + u^T R_0 u) dt], \quad (9)$$

где F_0, N, R_0 неотрицательно определенные симметричные матрицы, M — операция взятия математического ожидания.

По определению отличный результат есть

$$J^0 = \max_{v, w} \min_u J(u, v) \quad (10)$$

В силу теоремы разделения задача поиска отличного результата (10) тестирования для системы (8) может быть сформулирована в виде

$$J_0^0 = \max_{v, w} J^0(v, w), \quad \text{где} \quad (11)$$

$$J(v, w) = \min_{K, \tilde{K}} M[y(t_1)^T F_0 y(t_1) + \int_0^{t_1} (y^T N y + u^T R_0 u) dt]$$

Здесь K, \tilde{K} — матрицы обратных связей в задачах оптимальной стабилизации и оценивания (\tilde{y} — оптимальная оценка координат y).

Таким образом, задача поиска отличного результата и наилучших возмущений v^0, w^0 сводится к экстремальной задаче:

$$J^0(v, w) = \text{Tr}[\mathcal{L}(0)P_0 + \int_0^{t_1} (\mathcal{L}Q + \mathcal{L}BR_0^{-1}B^T\mathcal{L}P)dt] +$$

$$+ \mu_y^T(t_1)F_0\mu_y(t_1) + \int_0^{t_1} (\mu_y^T N \mu_y + \mu_{\tilde{y}}^T K R_0 K^T \mu_{\tilde{y}})dt \rightarrow \max_{v \in V, w \in W} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \dot{\mu}_y &= A(v)\mu_y + B(v)K\mu_{\tilde{y}} + C_1 w(t) \\ \dot{\mu}_{\tilde{y}} &= (A(v) + B(v)K)\mu_{\tilde{y}} + C_1 w(t) + \tilde{K}(H\mu_y - H\mu_{\tilde{y}}) + \tilde{K}C_2 w \\ \dot{\mathcal{L}} &= -\mathcal{L}A(v) - A^T(v)\mathcal{L} - N + \mathcal{L}B(v)R_0^{-1}B^T(v)\mathcal{L}, \\ \dot{P} &= A(v)P + PA^T(v) + Q - \tilde{K}R\tilde{K}^T, \\ K &= -R_0^{-1}B^T\mathcal{L}, \quad \tilde{K} = PH^T R^{-1}, \\ \mathcal{L}(t_1) &= F_0, \quad P(0) = P_0, \quad \mu_x(0) = \mu_0, \end{aligned} \quad (13)$$

где Tr — оператор взятия следа матрицы, $\mu_y = M[y]$, $\mu_{\tilde{y}} = M[\tilde{y}]$, $Q = D\tilde{Q}D^T$.

Пусть $J_0^0 = J(v^0, w^0)$ — ее решение. На втором шаге тестирования, промоделировав показания датчиков, получая на выходе блока "алгоритм активной ориентации" значения управляющих воздействий u , вычисляем текущие отклонения координат $y(t)$. После статистической обработки величин $y(t)$ получим значение функционала качества J_0^* . Сравнивая с отличным результатом J_0^0 , получаем оценку качества функционирования системы ориентации.

В.Александров

3. Рассмотрим более подробно решение экстремальной задачи (12) и вычисление оценки качества стабилизации на примере стабилизации канала тангажных колебаний спутника.

Для простоты считаем, что напряженность магнитного поля Земли складывается из поля \vec{T} , заданного прямым диполем и флуктуационной составляющей $\Delta\vec{T}$. Пусть спутник движется равномерно по круговой полярной орбите. Обозначим $Oy_1y_2y_3$ - оси орбитальной системы координат.

Магнитный момент M^a , создаваемый рамкой с током, представим в виде $M^a = M_u^0 * u$, где $u = \{1, 0, -1\}$ - управление.

Обозначим Ox - оси системы координат, связанной с главными осями инерции спутника. Поворот системы Ox относительно орбитальной Oy зададим углом α . Система Oz связана с приборным трехгранником спутника. Она повернута относительно Ox на угол $\delta_0 + \delta$, где δ_0 - расчетное значение угла поворота, а δ - погрешность реализации приборной системы.

Уравнение тангажных колебаний спутника можно записать в виде

$$B\ddot{\alpha} + 3\omega_0^2(A - C)\alpha = M^a + M^b + \Delta M_\xi$$

Здесь A, B, C - моменты инерции спутника, M^a, M^b - управляющий и возмущающий магнитные моменты, ΔM_ξ - возмущающие моменты сторонних сил. Пусть $\Delta T_y = (\tilde{\Delta}_1, 0, \tilde{\Delta}_3)$ проекции возмущений напряженности магнитного поля Земли на оси Oy . Обозначим $I_\sigma = (n_1, 0, n_3)$ - проекции магнитного момента на оси связанной системы Ox , вызванного собственной намагниченностью спутника. Будем считать, что на спутнике установлена одна рамка с током, магнитный момент которой ориентирован по оси z_3 . Тогда управляющий момент равен

$$M^a = 0.5M_u^0 u [2\mu_0\tilde{\Delta}_1 \cos(\alpha + \delta_0 + \delta) - 2\mu_0\tilde{\Delta}_3 \sin(\alpha + \delta_0 + \delta) + B_0(3 \sin(\alpha + \delta_0 + \delta - \tau) + \sin(\alpha + \delta_0 + \delta + \tau))], \quad (14)$$

где $B_0 = \mu_0 H_0 / r_0^3$, H_0 - магнитный момент диполя Земли, μ_0 - коэффициент магнитной проницаемости, r_0 - радиус орбиты спутника.

Возмущающий момент равен

$$M^b = B_0 M_u^0 [\sigma_3(\Delta_1 + \alpha(-\Delta_3 + 2 \cos \tau) - \sin \tau) + \sigma_1(-\Delta_3 + 2 \cos \tau + \alpha(-\Delta_1 + \sin \tau))]$$

С точностью до линейных членов по α уравнения колебаний в безразмерном виде следующие:

$$\ddot{\alpha} + (b^2 - b_{50}\sigma_1 - b_{60}\sigma_3)\alpha = u[b_{00} + b_{10}\delta] + \sigma_1 b_{31} + \sigma_3 b_{41} + q_1 + \Delta_1[u(b_{70}u + b_{71}(\delta + \alpha)) + b_{40}\sigma_3] + \Delta_3[u(b_{70}u + b_{71}(\delta + \alpha)) + b_{40}\sigma_3], \quad (15)$$

где безразмерные переменные $\tau = \omega_0 * t$, $M_0 = \frac{M_u^0 B_0}{\omega_0^2 B}$, $\Delta_i = \frac{\mu_0 \tilde{\Delta}_i}{B_0}$, $\sigma_i = \frac{n_i}{M_u^0}$, а

$$b^2 = 3 \frac{A - C}{B} \quad q_1 = \frac{\Delta M_\xi}{B \omega_0^2} \quad b_{10} = 1 \quad b_{30} = -M_0 \quad b_{40} = M_0$$

$$b_{00} = M_0 \left(\frac{3}{2} \sin(\delta_0 - \tau) + \sin(\delta_0 + \tau) \right) \quad b_{20} = M_0 \left(\frac{3}{2} \cos(\delta_0 - \tau) + \frac{1}{2} \cos(\delta_0 + \tau) \right)$$

В.Александров

$$b_{50} = M_0 \sin \tau \quad b_{60} = 2M_0 \cos \tau \quad b_{70} = M_0 \cos \delta_0 \quad b_{80} = -M_0 \sin \delta_0$$

$$b_{31} = 2M_0 \cos \tau \quad b_{41} = -M_0 \sin \tau \quad b_{71} = -M_0 \sin \delta_0 \quad b_{81} = M_0 \cos \delta_0$$

Для мексиканского спутника "Satex" на орбите $r_0 = 700$ км. параметры $M_0 = 1.519$, $b^2 = 2.936$, $M_u^0 = 4 \text{ A} \cdot \text{M}^2$.

Обозначим $v_1 = \delta$, $w_1 = \sigma_1$, $w_2 = \sigma_3$, $q_3 = \sigma_1 \Delta_3$, $q_4 = \sigma_3 \Delta_1$, $q_5 = \alpha \sigma_1$, $q_6 = \alpha \sigma_3$, $q_7 = u \Delta_1$, $q_8 = u \Delta_3$, $q_2 = u \alpha$, $y = (\alpha, \dot{\alpha})$, $v = v_1$, $w = (w_1, w_2)$, $q = (q_1, q_2, q_3, q_4, q_5, q_6, q_7, q_8)$.

С точностью до $u \alpha \Delta_i$, $u \delta \Delta_i$, $\alpha \sigma_i \Delta_i$, уравнение (15) можно переписать в виде

$$\dot{y} = A(t)y + B(t, v)u + C(t)w + D(t)q \quad (16)$$

где

$$A = \begin{pmatrix} 1 & 1 \\ -b^2 & 0 \end{pmatrix}, \quad B(v) = \begin{pmatrix} 0 \\ b_{00} + b_{20}v \end{pmatrix}, \quad C = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ b_{31} & b_{41} \end{pmatrix},$$

$$D = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ b_{10} & b_{20} & b_{30} & b_{40} & b_{50} & b_{60} & b_{70} & b_{80} \end{pmatrix},$$

Будем читать, что неточность реализации приборного трехгранника $v \in V$ принадлежит известному отрезку, а компоненты вектора $w(t)$ — произвольные функции времени, известные с точностью до множества $w(t) \in W$. Компоненты вектора q считаем независимыми белыми шумами с дисперсиями \tilde{Q}_i .

На первом этапе тестирования задачу (12) поиска отличного результата будем решать методом последовательных приближений. Для простоты будем считать, что нам известна полная информация о векторе состояния y . При заданных v решение внутренней задачи на минимум по $K(v)$ находим из уравнений Риккати (13).

Наихудшие возмущения $w^0(t)$ получаем из решения линейной задачи с квадратичным критерием качества

$$\dot{\mu}_y = (A + BK(v))\mu_y + Cw(t)$$

$$J^0(v, w) = J^{00}(v) + \mu_y^T(t_1)F_0\mu_y(t_1) + \int_0^{t_1} (\mu_y^T N \mu_y + \mu_y^T K R_0 K^T \mu_y) dt \rightarrow \max_{w \in W} \quad (17)$$

где

$$J^{00}(v) = \text{Tr}[\mathcal{L}(0)P_0 + \int_0^{t_1} (\mathcal{L}Q + \mathcal{L}B R_0^{-1} B^T \mathcal{L}P) dt],$$

часть функционала качества, не зависящая от $w(t)$.

На рис. 2 показана зависимость критерия качества $J^0(v, w^0)$ от v при следующих исходных данных

$$t_1 = 12, \quad \tilde{Q}(1, 1) = 0.1, \quad \tilde{Q}(2, 2) = 0.5, \quad \delta_0 = 0.7, \quad |w_1(t)| \leq 0.1, \quad |w_2(t)| \leq 0.1,$$

$$R_0 = 1, \quad F_0 = \begin{pmatrix} 4 & 0 \\ 0 & 4 \end{pmatrix}, \quad N = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad P_0 = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix},$$

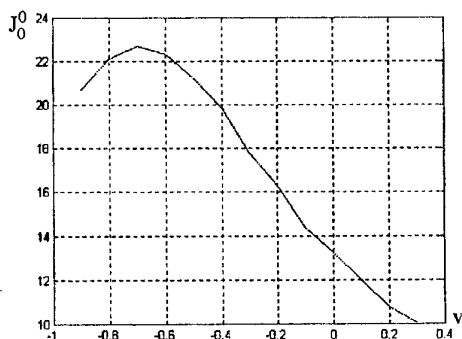


Рис.2.

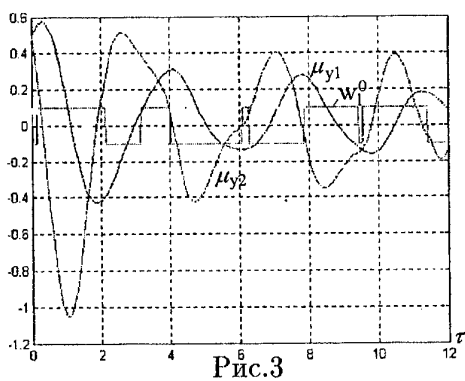


Рис.3

Наихудшее возмущение $v^0 = -0.7$ соответствует такому расположению рамки с током, что ее магнитный момент направлен по оси x_3 . Как следует из рис. 2, размещение рамки перпендикулярно x_3 выгоднее с точки зрения точности стабилизации тангажных колебаний.

На рис.3 показан вид наихудшего возмущения $w_1^0(t)$ для оптимального $v^0 = -0.7$ и поведение математических ожиданий угла поворота спутника μ_{y1} и его угловой скорости μ_{y2} .

На втором этапе тестирования были проведены статистические испытания алгоритма стабилизации колебаний $u^r = -\text{sign}[(b_{00} + b_{12}v)\dot{\alpha}]$, рассматриваемого в работе [3]. На рис. 4 представлена зависимость выборочного среднего значения критерия качества (9) и его терминальной части соответствующих управлению u^r от количества испытаний k .

Дополнительно были проведены и испытания алгоритма управления $u^0 = K(v^0)y$, полученного на первом этапе при поиске отличного результата.

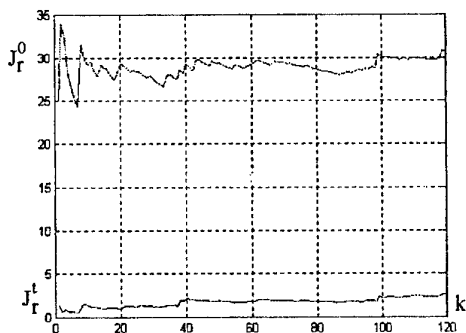


Рис.4.

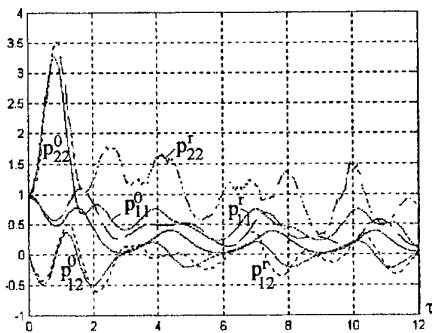


Рис.5

На рис. 5 представлены зависимости от времени элементов матриц ковариаций вектора состояния при оптимальном управлении p_{ij}^0 (сплошные линии) и тестируемом управлении p_{ij}^r (прерывистые линии).

В таблице 1 показаны результаты испытаний: выборочные средние m_J , выборочные дисперсии σ_J и соответствующие им доверительные интервалы I_m, I_σ (с доверительной вероятностью $p_\alpha = 0.95$) для отличного результата J_0^0 кри-

терия (9), соответствующего управлению u^0 и результата J_r^0 , соответствующего тестируемому управлению u^r .

J	m_J	σ_J	$I_m (0.05)$	$I_\sigma (0.05)$
J_0^0	19.8	1.037	19.63-20.01	0.92-1.188
J_r^0	29.84	2.05	29.47-30.21	1.82-2.348
J_0^t	0.357	0.092	0.340-0.374	0.85-1.102
J_r^t	3.27	0.96	3.09-3.44	0.85-1.102

Последние две строчки таблицы — аналогичные значения для терминальной части функционала (9).

Авторы выражают благодарность Российскому фонду фундаментальных исследований за финансовую поддержку работы (гранты # 97-01-00910, # 98-01-00355).

Список литературы

- [1] В.В.Александров. Тестирование качества стабилизации нестационарных движений. Вестник МГУ, сер. Мат.,мех., N 3, 1997.
- [2] Н.Н. Красовский. Управление динамической системой. М., Наука 1985г.
- [3] В.В.Александров, В.Н.Жермоленко. Минимаксная стабилизация параметрически возмущаемой колебательной системы. Вестник МГУ, сер. Мат.,мех., N 5, 1998.

Magnetic orientation systems for small satellites and software for testing their quality.

V.V. Alexandrov†, M.Ju. Ovchinnikov‡, S.A. Mirer‡, D.I. Bugrov†, S.S. Lemak†, A.
Nevidomsky†

† M.V. Lomonosov Moscow State University

‡ M.V. Keldysh Applied Mathematics Institute, RAS

For orientation of small satellites there are many orientation systems used today whose sensors or executive systems use geomagnetic field. Providing orientation precision from one to few degrees, such systems have apparent advantages that make them especially attractive for small satellites: low cost, high reliability, low weight, and simplicity in manufacturing.

Beside synthesis of control algorithms, the stage of system development includes also quality testing - using stands is one of possible ways. Along with mechanical stands it is practical to use computer ones to simplify and cheapen the development process considerably. In the paper we describe control algorithms and testing system, implemented as software package, for computer modeling, verification, and operating quality testing of orientation system of small satellites. The package allows to prove the quality of chosen control algorithms and to gauge the effect of errors in satellite's phase vector estimation because of external perturbations and errors in orientation sensors and in control circuit.

**Малогабаритные информационные системы
на основе
твердотельных волоконно-оптических гироскопов**

А.Пестунов, С.Сидоров
ЦНИИМаш
141070, г. Королёв, Московская область,
ул. Пионерская, 4
Факс: (095) 513 4959

В статье приводятся результаты разработки, изготовления и испытаний базовой миниатюрной бесплатформенной инерциальной системы МБИНС-98 и дается анализ возможности создания на этой основе нового семейства инерциальных приборов и информационных систем, позволяющих существенно изменить подходы к конструированию космических аппаратов и, в первую очередь, малогабаритных.

Данные приборы находятся в ряду современных разработок типа LN-200, Honeywell 1305, Systron Donner M-IMU.¹

Основой нового поколения инерциальных приборов являются волоконно-оптические гироскопы (ВОГ), которые авторами рассматриваются как приборы будущего широкого применения, способные решить в ближайшей перспективе основные задачи инерциальной ориентации, навигации и наведения для большинства летательных аппаратов (как это было в свое время, например, с лазерными гироскопами).

Этот вывод основывается на значительных успехах, достигнутых в создании ВОГ в большом числе развитых стран мира, таких как США, Германия, Япония, Россия, Китай и др. Более того, в лабораторных условиях достигнут уровень точности, характерный для высокоточных инерциальных систем.²

Однако, в настоящее время наиболее эффективно использовать ВОГ при создании малогабаритных бесплатформенных инерциальных систем, благодаря присущему только этому гироскопу свойству адаптации к требуемой геометрии ввиду практической независимости точностных параметров гироскопа от формы его чувствительного элемента - оптоволоконной катушки (исходя только из технологического удобства, как правило, катушка выполняется в виде круга).

Применительно к использованию БИНС на космических аппаратах (КА) существенное значение имеет уровень энергопотребления и его зависимость от режимов полета. В этом плане ВОГ также имеет преимущества перед другими типами гироскопов, так как энергопотребление на одну измерительную ось, как правило, не превышает 1-2 Вт и практически не зависит от режимов работы.

Подразделением 3200 "Бесплатформенные инерциальные навигационные системы" ЦНИИМашиностроения, начиная с 1993г. была начата программа БИНС-2000, основные этапы которой показаны на рис 1.

Первый демонстрационно-оценочный этап удалось пройти достаточно быстро благодаря уже имеющемуся к этому времени научно-техническому заделу, что позволило в короткие сроки изготовить демонстрационно-отладочный макет БИНС-ДО-2, который, с одной стороны, подтвердил возможность создания мало-

1993г.	1994г.	1995г.	1996г.	1997г.	1998г.	1999г.	2000 г.
--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------	---------

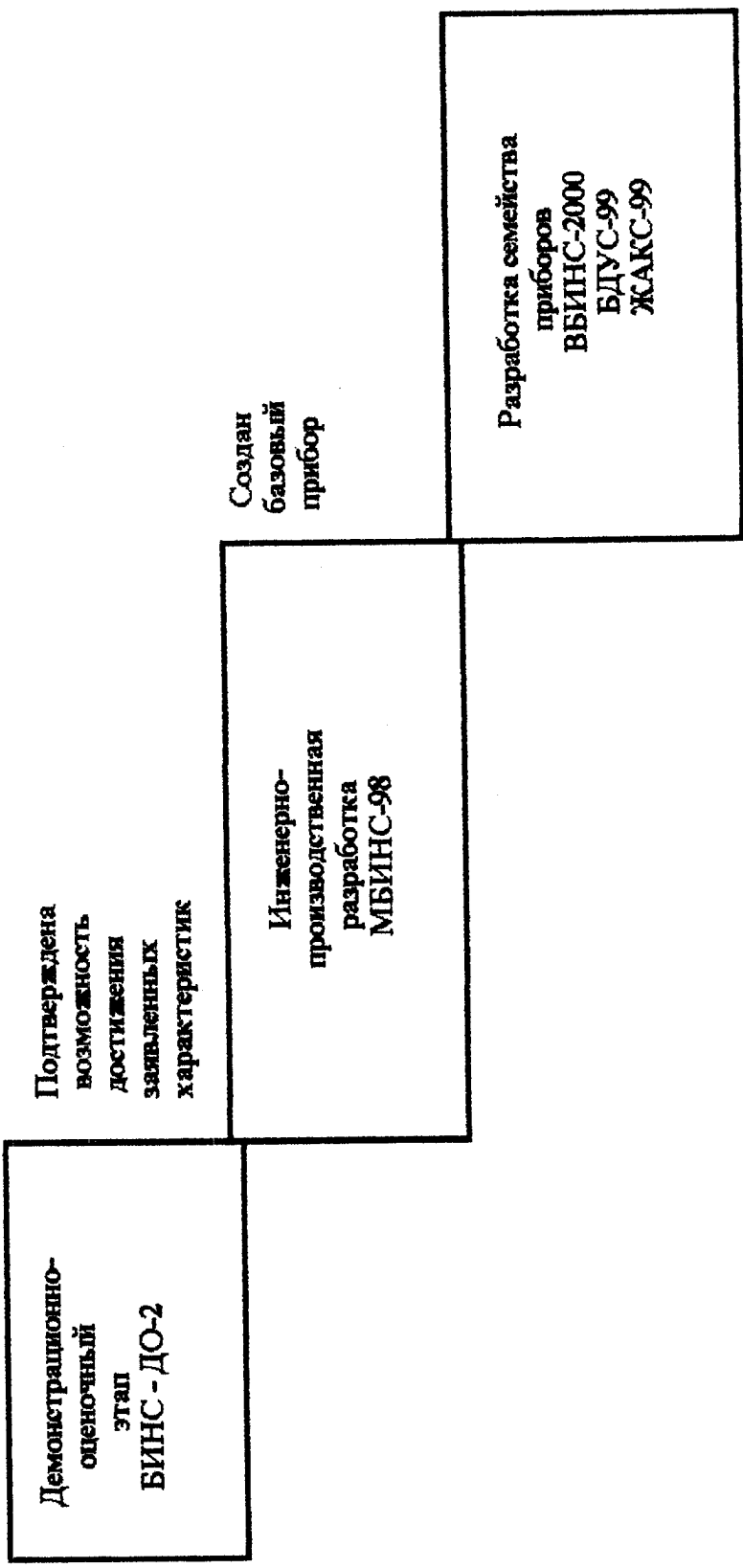


Рис.1 Программа БИНС-2000

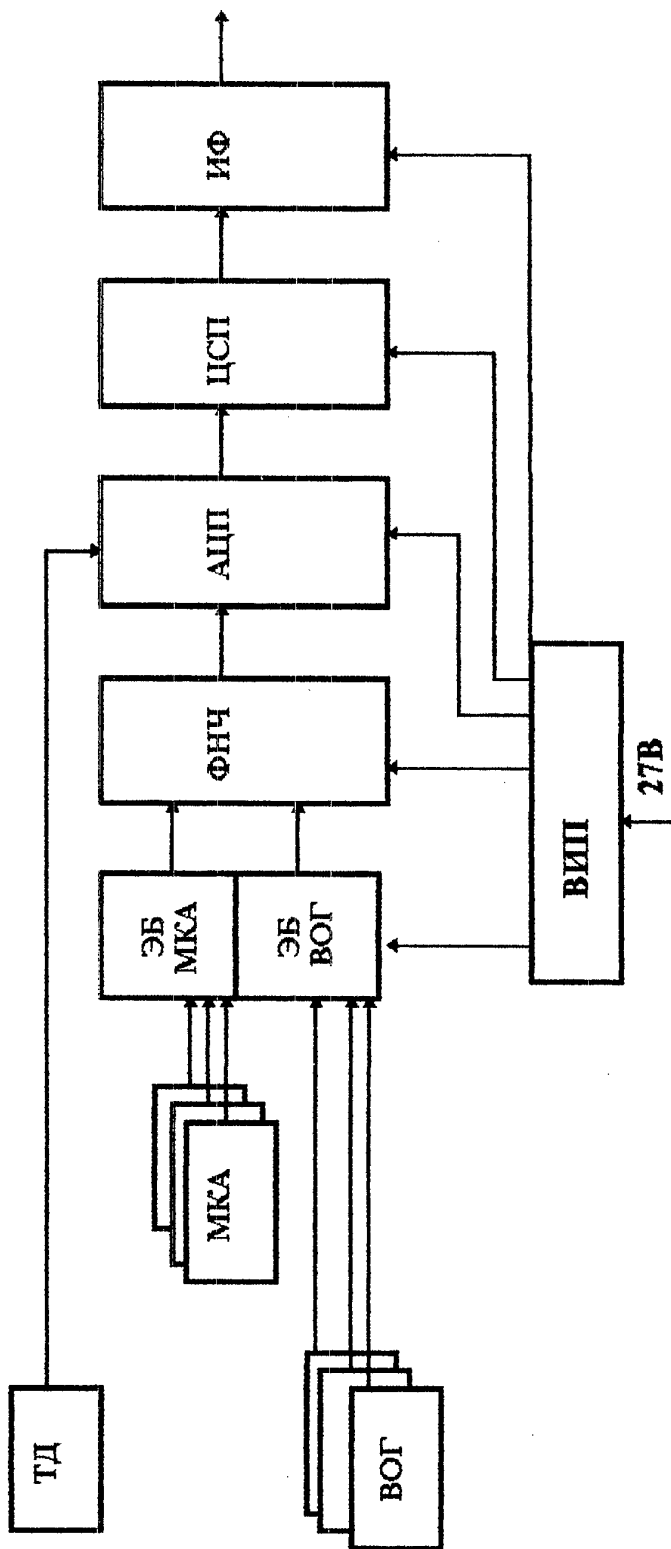


Рис.2 Структурная схема МБИНС - 98

габаритной БИНС (масса ~ 1 кг, энергопотребление < 15 Вт), а с другой выявил основные проблемы, которые необходимо было решить в части повышения точности, времени готовности и снижения энергопотребления. Необходимо отметить, что этот прибор успешно функционирует и по сегодняшний день, доказывая хорошую надежность используемых новых технологий.

На втором этапе решались уже непосредственно инженерно- производственные вопросы создания базового образца БИНС, технические характеристики которой удовлетворили бы, в частности, потребности нарождающегося рынка малогабаритных космических аппаратов.

Структурная схема МБИНС -98 приведена на рис.2

Прибор состоит из трех ВОГ и трех маятниковых кварцевых акселерометров (МКА). С целью удешевления разработки в части ВОГ выбраны технические решения, исключающие применение дорогостоящих комплектующих, таких, например, как интегрально - оптический модулятор, поляризатор и др.³

К техническим особенностям построения применяемых ВОГ относятся:

- разомкнутая схема гироскопа (без обратной связи);
- цельноволоконная схема построения с безсварной технологией изготовления оптической части ВОГ;
- резонансный режим работы пьезокерамического фазового модулятора.

Хотя разомкнутая схема ВОГ усложняет достижение большого диапазона измерений угловой скорости при одновременном обеспечении высокой стабильности масштабного коэффициента, испытания показывают, что вполне реализуем диапазон измерения $20 \div 200^\circ/\text{с}$ при погрешности масштабного коэффициента на уровне $0,01 \div 0,1\%$, что, по-видимому, достаточно для применения данной схемы ВОГ на большинстве КА.

Что касается акселерометров, то в МБИНС-98 применены широко используемые на практике МКА, имеющие высокую стабильность по нулевому сигналу и масштабному коэффициенту и тем самым обеспечивающие определенный резерв по точности. С целью придания всей конструкции МБИНС-98 максимальной компактности три акселерометра вместе с электронными блоками (ЭБ) (аналоговыми микросборками) объединены в моноблок суммарной массой ~ 100г, что одновременно улучшило теплоотвод и упростило размещение акселерометров внутри прибора. Электронные блоки ВОГ выполнены на навесных элементах высокой степени интеграции и размещены в специальных нишах. Аналоговые сигналы фильтруются фильтрами низкой частоты (100 гц по каналам гироскопов и 50 Гц по каналам акселерометров) и далее оцифровываются платой аналого- цифрового преобразования (АЦП).

На первой фазе разработки использовался 14-разрядный АЦП с быстродействующим аналоговым мультиплексором. В дальнейшем, для исключения возможных кинематических погрешностей при вычислении параметров угловой ориентации из-за запаздываний в поступлении информации по различным каналам ввиду эффекта мультиплексирования, был применен метод параллельного ввода информации в АЦП. Обработка информации проводится в плате спецвычислителя (СВ), собранного на основе цифрового сигнального процессора (ЦСП) типа 1867BM2 (TMS320G25).

Программное обеспечение спецвычислителя позволяет решать следующие задачи:

- опрос датчиков информации и считывание в СВ;
- учет систематических погрешностей гироскопов и акселерометров, включая ввод температурных поправок по термодатчику;
- линеаризацию показаний гироскопов;
- определение приращений угла и приращений кажущейся скорости в связанной системе координат;
- вычисление матрицы направляющих косинусов;
- вычисление приращений кажущейся скорости в инерциальной системе координат.

Выходной интерфейс (ИФ) в зависимости от требований, предъявляемых потребителем, формируется либо по последовательному порту процессора, либо в виде RS-232, или RS422/485.

Наличие в составе СВ перепрограммируемой памяти типа EEPROM позволяет оперативно изменить константы систематических погрешностей после проведения очередных калибровок.

Как следует из рис.2 МБИНС-98 выполнена в виде моноблока, включающего в свой состав измерители, цифровые и аналоговые электронные блоки и вторичный источник питания (ВИП), обеспечивающий преобразование нерегулируемого напряжения постоянного тока 27В в стабилизированное напряжение $\pm 15В$ и $\pm 5В$.

Такой подход к компоновке предоставляет дополнительное удобство потребителю, минимизируя количество связей с прибором (учитывая также последовательный интерфейс).

Результаты испытаний ряда образцов приборов приведены на рис. 3, 4 и 5. Как следует из них время выхода на точностную готовность не превышает 2÷3 сек, дрейф $< 1^\circ/\text{час}$, стабильность масштабного коэффициента по каналу гироскопа $< 0,1\%$, а по каналу акселерометра $< 0,01\%$ нуль акселерометра так же находится на уровне $< 0,01\%g$.

Длительный опыт эксплуатации ВОГ (~5 лет) показал высокую надежность работы, практическое отсутствие ограничений как по числу включений, так и на время между соседними включениями.

Что касается ресурса работы, то по результатам длительных испытаний и предварительных оценок достижение его на уровне 500÷100 тыс.час (включая непрерывную работу) не является проблемным вопросом.

Компоновка МБИНС-98 такова, что средний диаметр гироскопов превышает 80 мм и это позволяет в перспективе обеспечить эволюционное улучшение точности без изменения габаритно-массовых характеристик в основном за счет улучшения оптической части ВОГ и внедрения более совершенных электронных подсистем.

Исходя из критерия стоимость/эффективность различным потребителям могут потребоваться различные комплектации инерциальных приборов либо для решения сложных задач с обеспечением максимальной отказоустойчивости, либо наоборот для простейших задач таких как контроль, телеметрия, стабилизация, резервные подсистемы и др.

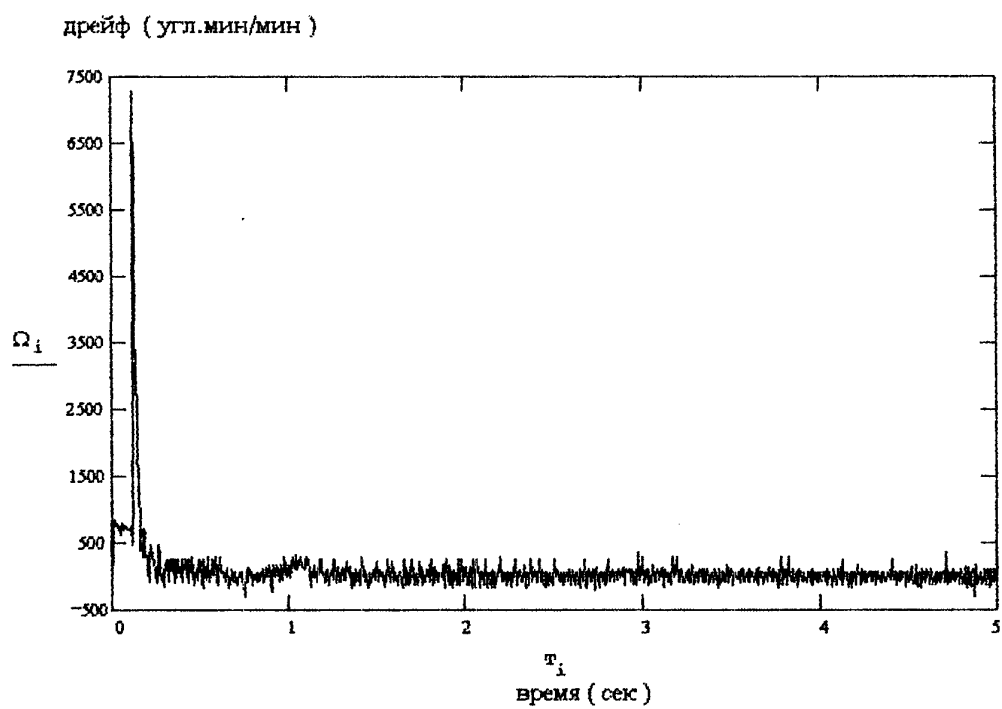
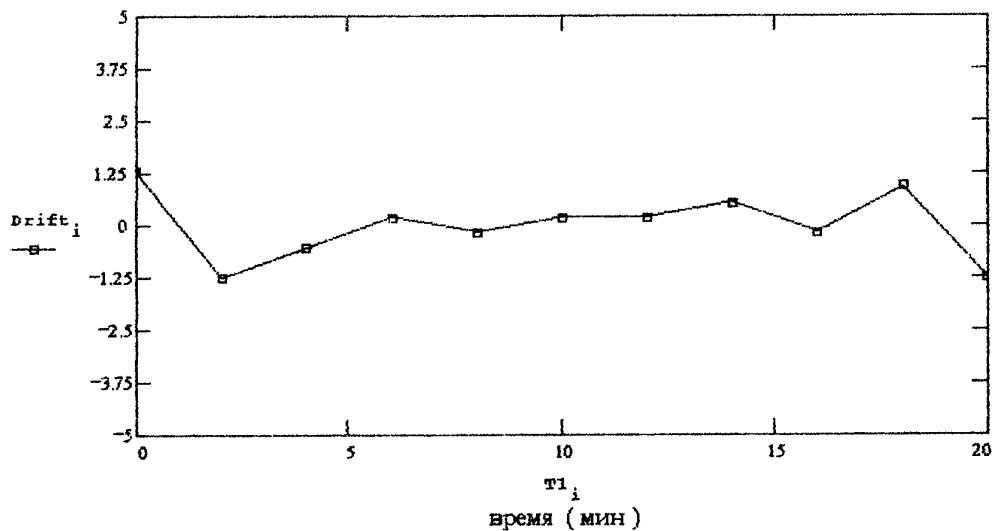


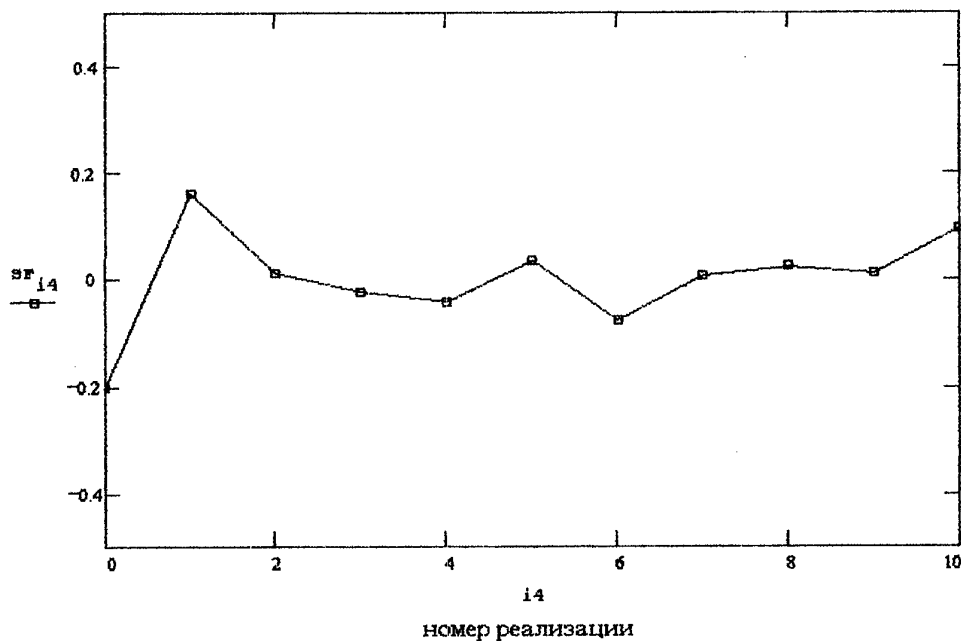
Рис.3 График переходного процесса канала ДУС БИНС-98

дрейф (угл.мин/мин)



Стабильность дрейфа (время осреднения 10 сек.) 0.757 угл.мин/мин 1σ

Отклонение масштабного коэффициента (%)

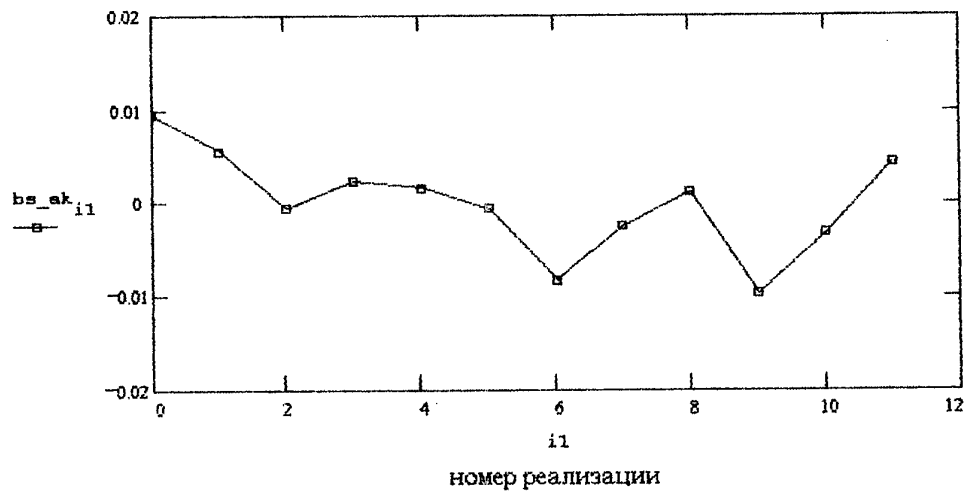


Стабильность масштабного коэффициента 0.0881% 1σ

Рис.4 Результаты точностных испытаний канала ДУС
БИНС-98 в запуске

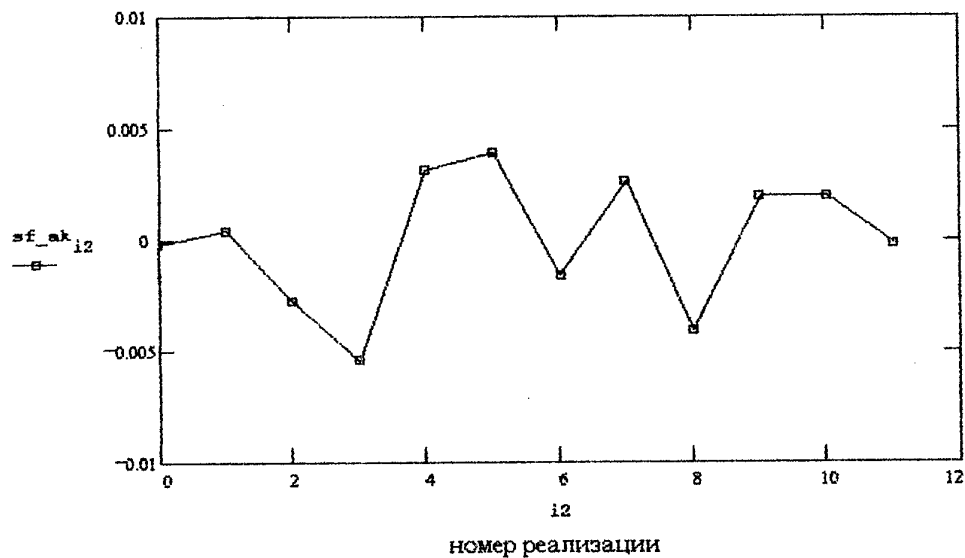
А.Пестунов

погрешность смещения нуля (% от g)



Стабильность погрешности смещения нуля 0.0053% 1σ

Отклонение масштабного коэффициента (%)



Стабильность масштабного коэффициента 0.00288% 1σ

Рис. 5 Результаты точностных испытаний канала акселерометров БИНС-98 в запуске

В связи с этим на базе МБИНС-98 разработано новое семейство приборов, к которым относятся:

- высоконадежная (2 отказа) система ВБИНС-2000;
- блок датчиков угловых ускорений БДУС-99;
- блок жестко установленных акселерометров ЖАКС-99.

Основные технические характеристики данного семейства приведены в таблице 1.

Таблица 1.

Основные характеристики приборов

Прибор	Состав	Масса кг	Энерго потреб ление от 27В-Вт	Точность	Год начала поставок
МБИНС-98	3 гироскопа, 3 акселерометра, СВ, ВИП	≤ 0.8	≤ 8	1±10%/час	1998
БДУС-99	3 гироскопа, СВ, ВИП	≤ 0.5	≤ 6	0,01±0,001%/с	1999
ЖАКС-99	3 гироскопа, СВ, ВИП	≤ 0.25	≤ 3	0,01±0.001%	1999
ВБИНС-2000	6 гироскопов, 6 акселерометр, 2 СВ, 2 ВИП	≤ 3	≤ 20	0,05±0,1%/час	2000

К отличительным признакам их относятся:

- применение датчиков, изготовленных по твердотельной волоконно-оптической и кварцевой технологий;
- ресурс свыше 10⁷ тыс. часов с доведением в необходимых случаях до 50±100 тыс. часов;
- функциональная и точностная готовность - единицы секунд;
- эволюционное улучшение точности без изменения ГМХ, энергопотребления и цены;

-неограниченное число включений без ограничения времени между соседними включениями;
-практически постоянное энергопотребление во всех режимах работы;
-законченность прибора, включающего в свой состав датчики, электронные блоки, спецвычислитель, и вторичные источники питания с базовым интерфейсом RS-232.

Литература.

1.Ledebuhr, A.G.,Kordas, J.F et al."Autonomus, Angle, Micro-Sattelites and Supporting Technologies for Use in Low-Earth Orbit Missions", SSC98-V-1, The 12th. Annual Utah State University Small Satellite Conference, 1998.

2.Sandres, G.A., Straniec, B., et al., "Fiber - optic gyro development for a broad range of applications", Proceedbngs of SPIE, Vol 2510, june 1995.

3. Техническое описание и инструкция по эксплуатации волоконно- оптического гироскопа ВГ 910, НТК "Физоптика", 1995г.

**MINIATURE INERTIAL MEASURING SYSTEM
WITH FIBER OPTIC GYRO**

A. Pestunov, S. Sidorov
TsNIIMash RSA
141.070 City of Korolev, Moscow Region
Pionerskaya Street, 4

Abstract

In this paper there are presented results of family miniature inertial measuring system development for dynamic vehicle applications, including different types of satellites.

Basis system for wide range applications is the strapdown inertial system MBINS-98, having the mass less than 1 kg, power consumption - less than 10 W.

Presented results of test data of market unit and considered different ways of further performance improvement for this family systems.

Besides presented brief comparison of this instruments with famous foreign analogs.

Перспективы миниатюризации гироскопических приборов для космической техники

В.М. Ачильдиев, В.Н. Дрофа
ЦНИИМаш

141070, г. Королев, Московская область,
ул. Пионерская, 4

В настоящее время в отечественных изделиях РКТ наибольшее распространение получили поплавокковые гироскопы (ПГБ), которые характеризуются высокой точностью и значительным ресурсом работы. Однако, данные гироскопы являются наиболее дорогостоящими по сравнению с другими типами чувствительных элементов.

Высокая стоимость ПГБ обусловлена как большой трудоемкостью их изготовления, так и использованием в них в качестве конструкционного материала дорогостоящего и токсичного при обработке бериллия. Это привело к тому, что с конца 70-х годов в зарубежных ИНС новой разработки ПГБ не используются.

Кроме того, находящиеся в эксплуатации отечественные бесплатформенные инерциальные блоки, построенные на основе ПГБ, имеют значительную массу и энергопотребление (10,7 кг и 43,3 Вт соответственно на одну измерительную ось). В настоящее время перед разработчиками стоит задача значительного улучшения энергомассовых характеристик бесплатформенных блоков на основе ПГБ: 2,5 кг и 15 Вт на одну измерительную ось.

Динамически настраиваемые гироскопы (ДНГ) в настоящее время являются наиболее массовыми чувствительными элементами в зарубежных навигационных системах самых различных изделий ракетной техники. Это обусловлено тем, что зарубежные ДНГ имеют точность $0,003 \div 0,007$ град/час, близкую к точности ПГБ, но имеют лучшие энергомассовые характеристики, а главное - меньшую стоимость. При этом ДНГ, в отличие от ПГБ, является трехстепенным прибором, то есть для трехосного инерциального измерительного блока требуется три ПГБ или два ДНГ, в результате стоимость комплекта чувствительных элементов для инерциального блока на основе ПГБ примерно в 2,5 раза выше, чем на основе ДНГ.

Находящиеся в эксплуатации отечественные бесплатформенные блоки на основе ДНГ характеризуются следующими энергомассовыми показателями: 2,5 кг и 18 Вт на одну измерительную ось. Проводимая в настоящее время модернизация этих блоков позволит увеличить их ресурс до 100 тыс. часов и довести энергомассовые характеристики до уровня 1 кг и 10 Вт на одну измерительную ось. Это должно позволить заметно расширить использование ДНГ на отечественных изделиях РКТ.

Дальнейшие перспективы улучшения основных технических характеристик бесплатформенных инерциальных блоков для космической техники связано с использованием гироскопов на новых

физических принципах - лазерного и волоконно-оптического гироскопов. Уже с конца 80-х годов началось использование лазерных гироскопов в навигационных системах зарубежных изделий ракетно-космической техники и, прежде всего, в системах управления ракет-носителей ("Дельта-2", "Титан-4В", "Пегас", "Ариан-4", "Ариан-5" и др.). Малогабаритные лазерные гироскопы GG-1308 с длиной стороны 2 см фирмы Honeywell установлены на КА "Clementina-1".

Волоконно-оптический гироскоп (ВОГ) по принципу действия близок к лазерному гироскопу, но заметно превосходит последний по энергомассовым характеристикам, а самое главное - стоимость ВОГ примерно в три раза ниже, чем механических гироскопов. В связи с этим, хотя точность ВОГ в настоящее время заметно ниже, чем у механических гироскопов, практически все ведущие гироскопические фирмы США, Англии, Франции, Германии и Японии ведут широким фронтом работы по совершенствованию ВОГ. По прогнозам зарубежных специалистов, в скором времени ВОГ займет лидирующее положение на мировом рынке производства гироскопических чувствительных элементов (объем производства на уровне десятков тысяч штук в год).

Имеются сообщения о разработке бесплатформенного инерциального блока на ВОГ массой 70 г. Наиболее миниатюрный отечественный ВОГ ВГ 941 имеет массу 40 г и энергопотребление 0,6 Вт.

В настоящее время практически все ведущие гироскопические фирмы (более 20) США, Англии, Франции, Японии интенсивно ведут работы по созданию микромеханических гироскопов и акселерометров, чувствительные элементы которых можно рассмотреть только под микроскопом [1 - 4]. Масса таких приборов исчисляется несколькими граммами, а энергопотребление - долями ватта. На рынке уже появился гироскоп массой 3,5 г и акселерометр массой 1,5 г. Конечно, точность таких приборов в настоящее время значительно уступает точности приборов, построенных по традиционной технологии, но низкая стоимость и малые габариты и энергопотребление обеспечат им в будущем широкий диапазон применения, который будет расширяться по мере повышения точности этих приборов.

Идея вибрационного гироскопа была выдвинута в 50-х годах. Основой первой проработки этой идеи был вибрирующий стержень. Вскоре появились проработки более известной разновидности этой идеи - вибрирующий камертон. Принцип работы вибрационных гироскопов основан на тех же законах механики, что и классических гироскопов с вращающимся ротором. Отличие заключается только в том, что вращающийся с постоянной скоростью ротор заменяется на инерционное тело, совершающее колебания с постоянной частотой и амплитудой, т.е. вибрирующее. В результате этого момент сил инерции Кориолиса является знакопеременным, а следовательно, и реакция прибора (прецессия) на вращение основания с постоянной угловой скоростью является знакопеременной - колебания с определенной

частотой, амплитуда которых пропорциональна угловой скорости основания. Если центр масс вибрирующего инерционного тела будет смещен относительно центра его подвеса, то прибор будет не только гироскопом, но и акселерометром одновременно - маятниковым акселерометром классического типа.

Еще в период первых проработок идеи вибрационного гироскопа ученые высказывали предположение, что пройдет много лет, прежде чем эта идея будет доведена до практического применения. Практика полностью подтвердила это предположение. Только освоение новых конструкционных материалов (кварц, кремний), технологии работы с ними (фотолитография, химическое травление, металлизация и т.п.), достижения в области микроэлектроники позволили на рубеже 80-90-х г.г. реализовать на практике идею вибрационного гироскопа. Поскольку размеры чувствительных элементов этих гироскопов и акселерометров составляли единицы и даже доли миллиметров, то за данными приборами закрепилось название "микромеханические гироскопы и акселерометры".

Ведущее положение в разработке вибрационных гироскопов за рубежом занимает Лаборатория Дрейпера [2]. С 1991 по 1995 год Лабораторией Дрейпера было изготовлено и испытано более 200 различных модификаций микромеханических кремниевых вибрационных гироскопов. Размеры этих гироскопов столь малые, что на пятидюймовой кремниевой плате может быть выполнено от 3000 до 10000 приборов.

В 1995 г. Лаборатория Дрейпера продемонстрировала точность микромеханического вибрационного гироскопа на уровне 120 град/час, а в 1996 г. - 4,4 град/час. Целью дальнейших работ Лаборатории Дрейпера является создание приборов с дрейфом менее 1 град/час.

Первое поколение микромеханических вибрационных гироскопов (DGC) Лаборатории Дрейпера основывалось на двухосной рамочной конструкции чувствительного элемента. В процессе исследований прибор данной схемы подвергался неоднократным усовершенствованиям в части конструкции, технологии изготовления и электроники.

Однако технические трудности, связанные с формированием инерциальной массы, привели к тому, что была разработана полностью планарная конструкция микромеханического вибрационного гироскопа, который получил название - самонастраивающийся вилочный гироскоп (TFG), а работы по DGC в 1993 году были прекращены.

Было разработано и изготовлено несколько модификаций гироскопов планарной схемы TFG, которые прошли успешные испытания.

На основании проведенных Лабораторией Дрейпера исследований конструкторская документация на TFG и микромеханический маятниковый акселерометр (ММА) была передана фирме Rockwell International, которая начала освоение их производства, в том числе

применительно к автомобильной промышленности. При этом электроника изготавливается фирмой по толсто пленочной интегральной технологии, а каждый гироскоп и акселерометр выполнен в виде интегральной микросхемы.

На основании разработанных TFG и MMA, в рамках программы ERGM (Программа навигационного оборудования двойного назначения), был создан инерциальный измерительный блок, комплексированный с навигационным приемником системы "Навстар".

Данный блок выполнен в виде 5 плат разных размеров (плата вторичных источников питания, процессора, приемника навигационных сигналов, акселерометров и гироскопов), установленных в корпусе диаметром 75 мм. При этом в начале 1997 года предполагалось, что этот блок будет иметь следующие характеристики:

- диапазон измерения угловой скорости, град/с ± 100
- диапазон измерения линейного ускорения, g ± 100
- дрейф гироскопа, град/час 10,0
- погрешность смещения нуля акселерометра, % 0,01.

В дальнейшем при переходе к твердотельной интегральной технологии бесплатформенный инерциальный измерительный блок будет выполнен в виде одной интегральной микросхемы с характеристиками:

- габаритные размеры, мм $20 \times 20 \times 5$
- масса, грамм 5
- энергопотребление, Вт < 1 .

Работы по созданию микромеханических гироскопов и акселерометров в отечественной промышленности были начаты в начале 90-х годов.

В настоящее время разработкой микромеханических чувствительных элементов занимаются ЦНИИМаш, АОЗТ "Гироскопика", НИИПМ им. академика В.И. Кузнецова, НИИ КП, Раменское РПКБ.

В ЦНИИМаш на основании проведенных исследований в 1993-1995 годах была разработана схема и конструкторская документация комбинированного микромеханического вибрационного гироскопа-акселерометра (МВГА) ГАМ-03 рамочной схемы, чувствительный элемент которого представляет собой инерционную массу в двухосном упругом подвесе. Были изготовлены электродействующий и конструкторско-технологический макеты ГАМ-03 с чувствительным элементом из бериллиевой бронзы с габаритными размерами (3,75×3,75) мм, массой 0,250 грамм и блоком электроники, выполненным по интегральной технологии [3].

Однако, при испытаниях конструкторских образцов прибора ГАМ-03 был выявлен ряд недостатков данной схемы, обусловленных прежде всего сложностью юстировки и обеспечения прочности крепления инерционной массы относительно внутреннего элемента.

В дальнейшем были проведены исследования и разработана конструкторская документация прибора ГАМ-10КЕОБ консольной схемы с монолитным чувствительным элементом из монокристаллического кремния и емкостным датчиком угла.

Особенностями конструкции чувствительного элемента ГАМ-10КЕОБ являются :

- монолитная конструкция инерционного элемента и инерционной массы;
- внутренний торсионный подвес;
- использование гребенчатого (вилочного) электростатического привода;
- решетчатая конструкция инерционной массы.

Модернизация конструкции чувствительного элемента из кремния с емкостным датчиком угла позволила устранить проблемы крепления инерционной массы, обеспечить добротность на уровне $10^3 - 10^4$ без вакуумирования внутренней полости прибора и изготовления спецкорпуса и существенно уменьшить модуляцию полезного сигнала на частоте возбуждения.

В настоящее время завершается отработка основных техпроцессов изготовления чувствительного элемента ГАМ-10КЕОБ, которые включают в себя процессы фотолитографии, глубокого борирования, точного анизотропного травления и электродиффузионной сварки. Особенностью разработанной технологии является минимизация технологических операций и расхода материалов.

С учетом возможных областей использования разработана документация бесплатформенного инерциального блока БИБ-2000 на основе микромеханического вибрационного гироскопа-акселерометра ГАМ-10КЕОБ.

БИБ-2000 состоит из трех одноосных чувствительных элементов ГАМ-10КЕОБ, ориентированных относительно друг друга таким образом, что оси чувствительности гироскопов и акселерометров образуют правую ортогональную систему координат. Для компенсации температурных погрешностей в блок включен датчик температуры. Чувствительные элементы ГАМ-10КЕОБ и датчик температуры крепятся на подложке и между собой с помощью клея. На подложке также установлены три бескорпусные твердотельные интегральные микросхемы, реализующие блок электроники БИБ.

В целом предложенные схемно-конструктивные решения и разработанная конструкторская документация позволяют создать бесплатформенный инерциальный блок на основе микромеханического вибрационного гироскопа-акселерометра из монокристаллического кремния и интегральной электроники, имеющий следующие характеристики:

- диапазон измерения угловой скорости	$\pm (3...100)$ град/с;
- диапазон измерения линейного ускорения	± 10 g ;
- погрешность масштабного коэффициента	0,5 % ;
- чувствительность :	
по каналу гироскопа	0,005 град/с ;
по каналу акселерометра	0,01 м/с ² ;
- габаритные размеры	20×20×5 мм ;
- энергопотребление	1,5 Вт ;
- масса	5 г.

В 1998-99 гг. ожидается получение действующих макетных образцов приборов.

Таким образом, имеются реальные предпосылки для создания в ближайшие пять лет инерциальных измерительных приборов, удовлетворяющих требованиям, предъявляемым к инерциальным системам малых космических аппаратов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дейст Дж., Уомбл Дж. "Революция в разработке усовершенствованных систем наведения". Аэрокосмическая техника, 1991, № 4.

2. Connelly J., Barbour N. and Brand G. "Manufacturing Micromechanical Inertial Sensor Systems. 4th Saint Petersburgs Inertial Conference on Integrated Navigation Systems". S. P., 26-28 May, 1997.

3. Ачильдиев В.М., Дрофа В.Н. "Комбинированный микромеханический вибрационный гироскоп-акселерометр для инерциальных измерительных систем". Космонавтика и ракетостроение, 1995, № 5.

4. Мезенцев А.П., Доронин В.П., Новиков Л.З. и др. "Основные проблемы создания инерциальных измерительных блоков на базе микромеханических гироскопов и акселерометров". Навигация и гироскопия, 1997, № 1.

**Prospects of minification
of gyroscopes instruments
for cosmic technicians**

V. M. Achildiev, V.N. Drofa. «TSNIIMASH».

Given test of trends of the improvement features of mass and power strapdown inertials blocks on the base integrating, dynamically tuned , lazer and fiber-optic gyroscopes.

Main attention specific question of making the micromechanical gyroscopes and accelerometers, detector elements which possible consider under the microscope only.

Happen To results of functioning TSNIIMASH on micromechanical vibratory gyroscopes - accelerometers and strapdown inertial blocks on their base.

**Двухпроцессорный вычислительный модуль
для элементной базы нового поколения
перспективных средств РКТ**

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

С.И.Уваров
Институт проблем управления РАН

Рассматриваются построение и характеристики перспективного вычислительного микропроцессорного модуля для бортовых вычислительных сетей семейств ракетносителей, малых космических аппаратов и орбитальных станций.

Успешное продвижение на мировой рынок российской РКТ возможно только при условии создания конкурентоспособных изделий на основе элементной базы, не уступающей по своим параметрам и технологиям зарубежным образцам. Поскольку в составе перспективных средств РКТ подавляющая часть бортовых систем базируется на средствах электроники, совершенство ее элементной базы приобретает сегодня особое значение. В ближайшие годы мировым рынком космической техники будут владеть фирмы, использующие передовые информационно-вычислительные технологии и элементную базу.

В докладе рассматриваются особенности архитектуры перспективных бортовых вычислительных сетей для семейства МКА, РН и ОС, а также характеристики их базового микропроцессорного модуля нового поколения, построенного на элементной базе фирмы Intel.

Этот модуль разработан ИПУ РАН для перспективных изделий РКТ и является первым в будущем семействе высокопроизводительных управляющих систем повышенной надежности. Характеристики модуля, а также схемы его применения в перспективных бортовых вычислительных сетях малых КА приведены в отчете КБ "Салют" ГКНПЦ им. М.В.Хруничева 1997 г. по НИР "Пирамида-Б". Там же рассмотрены результаты его сравнительной оценки с параметрами аналогичных модулей, создаваемых для российской космической отрасли по программе "Салют-2000".

Перспективы повышения точности автомата управления положением МКА в пространстве

В. Иванов
ЦНИИМаш
141.070, г. Королев, Московская область,
ул. Пионерская, 4
Факс: (095) 513 4393

Новые возможности технологии микроминиатюризации расширяют области коммерческого использования малых космических аппаратов (МКА) с высокоточной ориентацией. Базовым блоком для таких МКА является платформа с миниатюрной системой управления оптимальной коррекцией и точной стабилизацией положения в пространстве.

Динамические свойства МКА, современные характеристики миниатюрных инерциальных и оптических датчиков ориентации, импульсная избыточность силовой установки и традиционные методы построения автомата управления не могут обеспечить одновременно требуемой быстродействия и точности. Теория синтеза оптимальных автоматов управления высоких порядков для нелинейных систем с силовой избыточностью при ошибках измерений координат выше требуемой точности управления сейчас только начинает развиваться.

Поэтому в работе для определения потенциальных возможностей повышения точности автомата управления использован системный анализ различных частных решений и разработан методический подход к синтезу комплексного алгоритма управления на основе некоторых, введенных логических эвристик.

Задача синтеза автомата состоит в том, чтобы при комплексном использовании решений частных задач и эвристик получить заданные характеристики точности управления движением аппарата, увязав их с требуемой для заданного быстродействия силовой избыточностью двигательной установки и точностью определения координатной информации, т.е. синтезировать оптимальную по быстродействию и точности систему в целом.

На данном этапе работы рассмотрены следующие вопросы:

1. Оптимальный по быстродействию и квазиоптимальный по точности процесс управления МКА с режимом ориентации и стабилизации при импульсной избыточности управляющих органов;
2. Процесс оптимального управления МКА, — как система с полюсом второго порядка и автоматом управления с нулем второго порядка;
3. Пути повышения точности стабилизации при ошибках измерений с использованием априорного решения указанных выше задач;
4. Синтез комплексного двухрежимного алгоритма управления.

В результате анализа показана практическая реализуемость данного комплексного алгоритма. При уровне силовой импульсной избыточности $M_k/M_c \approx 50 \dots 100$ и превышении ошибок измерений над заданной точностью управления $U_o/U_y \approx 3 \dots 5$, могут быть обеспечены приемлемые временные и точностные характеристики процесса.

Perspectives of increase of accuracy of the automatic control unit of management a position small spacecraft in space

V. Ivanov
CNIIMash
141.070. The queens, Moscow area
Street. Pioneer, 4
The fax: (095) 513-4393

The new capabilities of a process engineering of a microminiaturization expand areas of commercial use of small spacecraft (SSC) with high-precision orientation. The base module for such SSC is the platform with a miniature control system of optimum correction and precisely stabilization of a position in space.

Dynamic properties SSC, modern of the characteristic of miniature inertial and optical attitude control sensors, pulse redundancy of the power plant and the traditional methods of a construction of the automatic control unit of management cannot ensure simultaneously required of response and accuracy. The theory of synthesis of optimum automatic control units of control high is ordinal for non-linear systems with a load-carrying redundancy, at errors of measurements of coordinates of above required accuracy of control, now only begins to develop.

Therefore in activity, for definition of potential capabilities of increase of accuracy of the automatic control unit of management, the systems analysis of the various individual solutions is used and the methodical approach to synthesis of the complex control algorithm because of some, entered logic heuristic is developed.

The problem of synthesis of the automatic control unit is, that at complex use of the solutions of individual problems and heuristic to receive the specific characteristics of accuracy of mission control of the vehicle, by coordinating them with a load-carrying redundancy, required for specific response, of a propulsion system, and accuracy of definition of the coordinate information, i.e. to synthesize optimum on response and accuracy a system as a whole.

At the given stage of activity the following problems are considered:

1. Optimal on response and quasioptimal on accuracy control procedure SSC with an attitude control mode and stabilization at a pulse redundancy of crafts;
2. Process of optimum control SSC,— as system with a pole of the second order and automatic control unit of management with zero of the second order;
3. Paths of increase of accuracy of stabilization at errors of measurements with use of the a priori solution of indicated above problems;
4. Synthesis complex two-procedure of the control algorithm.

In an outcome of the analysis the practical realizability of the given complex algorithm is shown. At a level of a load-carrying pulse redundancy $M_k/M_c \approx 50 \dots 100$, and excess of errors of measurements above specific accuracy of control $Y_o/A_c \approx 3 \dots 5$, can be supplied acceptable temporary and accuracy of the characteristic of process.

**Бортовые информационно-вычислительные инструментальные средства
малогабаритных спутников, обеспечивающих проведение комплексных
автоматизированных экспериментов типа "Торнадо".**

В.Б.Носиков, Ю.Е.Левицкий
ЦНИИмаш
141070, г.Королев Московская область,
ул. Пионерская,4
Факс: (095) 513-41-27

На современном этапе развития бортовых радиоэлектронных систем малогабаритных КА повысилась актуальность проблемы получения и накопления экспериментальных данных по надежности, стойкости и обеспечению живучести в условиях космического пространства, как бортовых систем в целом, так и их отдельных компонент (радиоэлектронных; элементов, узлов, блоков, трактов и т.п.).

Сложность решения этой проблемы заключается в необходимости оперативного получения многоканальной измерительной и другой диагностической информации с множества контролируемых бортовых объектов в векторном виде. При этом сохраняется возможность восстановления на приемных станциях динамики событий, происходящих в исследуемой бортовой радиоэлектронной аппаратуре под воздействием множества факторов космического пространства в изменяющихся условиях эксплуатации КА и его бортовых систем.

Для этих целей в настоящее время разрабатывается программа комплексных автоматизированных натуральных экспериментов под общим названием "Торнадо".

Успехи проведения натуральных экспериментов типа "Торнадо" во многом зависят от возможностей создания высокоэффективных бортовых информационно-вычислительных инструментальных средств, способных удовлетворить жестким условиям размещения и эксплуатации на борту малогабаритных спутников нового поколения, при высоких требованиях к функциональной насыщенности и информативности решаемых на борту задач.

В качестве основы для построения бортовых информационно-вычислительных инструментальных средств малогабаритных спутников, обеспечивающих проведение комплексных автоматизированных экспериментов типа "Торнадо" может быть использован унифицированный малогабаритный адаптивный бортовой модуль для сбора и предварительной обработки потоков векторной информации в реальном масштабе времени, разработанный по программе НИР "Салют-2000".

Основными отличительными особенностями данного бортового модуля являются следующие функциональные возможности:

- автоматическое формирование сложных программ многоканальных измерений в адаптивном режиме (адаптивную дискретизацию и коммутацию) в зависимости от изменяющихся условий функционирования исследуемых объектов;

- существенное сокращение избыточности собираемых потоков данных при сохранении векторного представления измерительной и управляющей информации как на борту спутника, так и на приемных пунктах;

- совместимость с различными по пропускной способности асинхронными и синхронными каналами передачи данных спутниковой радиосвязи;

- способность адаптивно менять уровни приоритетности в программах многоканальных измерений на борту спутника в условиях дефицита объемов оперативной памяти бортовых вычислительных систем и пропускной способности каналов спутниковой связи;

- способность поддерживать реализацию множества функциональных задач локальных контуров автономного управления, контроля и диагностики в интересах автоматизированных экспериментальных исследований радиоэлектронной аппаратуры на борту малогабаритного спутника;

- совместимость с различной датчиковой аппаратурой, отражающей текущее состояние факторов воздействия космического пространства в реальном масштабе времени;

- встроенная система диагностики и обеспечения живучести;

- формирование на борту спутника служебной информации, обеспечивающей эффективное восстановление потоков сжатых данных на приемных пунктах в векторном виде с указанием текущих гарантий на достоверность представления восстановленной измерительной информации;

- формирование дополнительных информационных каналов для виртуальных датчиков, образующих вторичную сенсорную систему на борту спутника в интересах управления автоматизированными экспериментами в условиях космического полета;

- комплексирование нескольких бортовых модулей между собой для образования сложных иерархических структур информационно-вычислительных инструментальных средств под заданные условия функционирования и приоритеты программы экспериментальных исследований.

Использование указанных возможностей унифицированного малогабаритного адаптивного бортового модуля позволяет строить гибкие в функциональном смысле информационно-вычислительные инструментальные средства малогабаритных спутников, обеспечивающих проведение комплексных автоматизированных экспериментов типа "Торнадо" при недостатке априорной информации о реальном характере воздействия множества факторов космического пространства и реакции на них исследуемой бортовой радиоэлектронной аппаратуры.

В настоящее время разработка унифицированного малогабаритного адаптивного бортового модуля сбора и предварительной обработки потоков векторной информации находится на этапе экспериментальной отработки функционального макета в составе специализированного стенда, воспроизводящего условия полета радиоэлектронной аппаратуры на борту малогабаритного спутника методами имитационного моделирования.

Onboard information-computing tools of small-sized satellites ensuring realization of complex automated experiments of "Tornado" type

The authors: V.B.Nosikov, Yu.E.Levitskiy
Address: TsNIImash, 141070, Korolyov,
The Moscow area, Pionerskaya st., 4
The fax: (095) 513-41-27

At the present stage of small-sized space vehicle onboard radioelectronic systems developments the urgency of a problem of obtaining and accumulation of experimental data on reliability, stability and maintenance of survival in space environments, both onboard systems as a whole, and their separate a component (radioelectronic elements, units, blocks, channels etc.) was increased.

The complexity of the solution of this problem consists of necessity of operating obtaining of multichannel measuring and other diagnostic information from a set of inspected onboard objects in a vectorial kind. Thus the capability of recovery on receiving stations of dynamics of events happening in a researched onboard radioelectronic equipment under effect of the deep space factors set in the changed conditions of space vehicle and it of onboard systems operation is saved.

The program of complex automated full-scale experiments under a general title "Tornado" is now developed for these purposes.

The successes of realization of full-scale experiments of "Tornado" type in many respects depend on capabilities of creation of highly effective onboard information-computing tools which are capable to satisfy to severe constraints of arrangement and operation onboard small-sized satellites of a new generation, at the high requirements to a functional saturation and selfdescriptiveness solved onboard problems.

As a fundamentals for construction of onboard information-computing tools of small-sized satellites ensuring realization of complex automated experiments of "Tornado" type the unified small-sized adaptive onboard module for the real-time collecting and preprocessing of the vectorial information flows developed on the scientific-research program "Salyut-2000" can be used.

Main distinctive features of the onboard module are the following functionalities:

- Automatic formation of the complex programs of multichannel measurements in an adaptive mode (adaptive discretization and switching depending on changed conditions of researched object operation);
- Essential reduction of redundancy of collected data flows at preservation of vectorial submission of the measuring and control information both onboard a satellite, and on receiving stations;
- Compatibility with various on throughput the asynchronous and synchronous data links of satellite radio communication;
- Ability to adaptively change levels of priority in the multichannel measurements programs onboard a satellite in conditions of a deficit of the main memory volumes of onboard computing systems and throughput of satellite communication channels;
- Ability to support realization of a set of functional problems of local outlines of autonomous control, checking and diagnostics in interests of automated experimental researches of a radioelectronic equipment onboard a small-sized satellite;

- Compatibility with various sensors reflecting a current condition of deep space effect factors in real-time scale;
- Built-in system of diagnostics and maintenance of survival;
- Formation onboard a satellite of the control footing ensuring effective recovery of oblate data flows on receiving stations in a vectorial kind with the indication of the current warranties for reliability of submission of the restored measuring information;
- Formation of additional information channels for virtual sensors forming a secondary sensory system onboard a satellite in interests of management by automated experiments in space flight conditions;
- Integration of several onboard modules among themselves for formation of complex outlines of information-computing tools under specific conditions of operation and priorities of the experimental research program .

The use of the indicated capabilities of a unified small-sized adaptive onboard module allows to build flexible in a functional sense information-computing tools of small-sized satellites ensuring realization of complex automated experiments of "Tornado" type at defect of the a priori information on actual character of deep space factor set effect and a response on them of a researched onboard radioelectronic equipment.

Now development of a unified small-sized adaptive onboard module for the real-time collecting and preprocessing of the vectorial information flows is at a stage of experimental improvement of a functional prototype in a structure of a specialized bench reproducing conditions of radioelectronic equipment operation onboard a small-sized satellite by methods of a simulation modeling.

7
J

**Малогобаритная система контроля
вращения и ориентации
относительно вектора скорости для малых КА**

Н.Пушкин
НПО Измерительной техники
141070, г. Королев, Московская область,
ул. Пионерская, 2
Факс: (095) 516 8517
Тел. (095) 513 1247, (095) 513 1460

Предложена система контроля ориентации относительно вектора скорости для КА, стабилизированных вращением, основанная на измерении параметров поверхностных электрических полей.

Полет КА, стабилизированных вращением, происходит, как правило, в диапазоне высот 200-1000 км. В этом диапазоне высот расположена основная часть ионосферы Земли. При движении КА в ионосферной плазме на его поверхности возникают электрические поля, обусловленные взаимодействием поверхности аппарата с окружающей плазмой. Распределение напряженности электрических полей, в этом случае, на поверхности КА неравномерно¹. Максимальная напряженность электрических полей имеет место на тыльной по отношению к вектору скорости поверхности КА, минимальная - на лобовой, промежуточные значения имеют место на боковых поверхностях². Такое распределение напряженности электрических полей позволяет использовать это явление для построения малогабаритной системы контроля параметров вращения и ориентации относительно вектора скорости для малых КА. Контроль этих параметров может быть необходимым как для анализа функционирования самого КА, так и для анализа качества функционирования его бортовых систем, например, радиосистем.

При построении систем контроля ориентации КА на основе измерения параметров поверхностных электрических полей датчики электрического поля располагаются на линиях его основных осей. При использовании интегрированного источника питания КА вес предлагаемой системы не будет превышать 100 г.

Литература.

1. Альперт Я.Л., Гуревич А.В., Питаевский Л.П. Искусственные спутники в разряженной плазме. -М.: Наука, 1974 г. с. 387.

2. Пушкин Н.М., Медников Б.А., Машков А.С., Лапшинова О.В. Измерение фоновых электростатических и переменных электрических полей на внешней поверхности модуля "Квант" орбитальной станции "Мир" // Космические исследования. 1994 г. т.2 № 3 с. 140-142.

The small-sized monitoring system
Rotations and orientations
Concerning vector of speed for small space vehicle

Н.Пушкин
НПО of Measuring engineering
141070, The queens, Moscow area,
Street. Pioneer, 2
The fax: (095) 516 8517
Ph. (095) 513 1247, (095) 513 1460

The monitoring system of orientation concerning vector of speed for space vehicle stabilized by rotation, based on measurement of parameters of surface electrical fields is offered.

The flight space vehicle stabilized by rotation, happens, as a rule, in an altitude band of 200-1000 kms. In this altitude band the main body of an ionosphere of the Earth is located. At motion space vehicle in ionospheric plasma on it the surfaces arise electrical fields stipulated by interaction of a surface of the vehicle with ambient plasma. Distribution of strength of electrical fields, in this case, on a surface space vehicle nonuniformly (1). The maximum strength of electrical fields has a place on back in relation to vector of speed of a surface space vehicle, minimum - on frontal, the intermediate values take place on lateral areas (2). Such distribution of strength of electrical fields allows to use this appearance for a construction of the small-sized monitoring system of parameters of rotation and orientation concerning vector of speed for small space vehicle. The control of these parameters can be necessary both for the analysis of operation the space vehicle, and for the analysis of quality of operation it of onboard systems, for example, radio systems.

At a construction of monitoring systems of orientation space vehicle because of measurements of parameters of surface electrical fields the sensors of an electrical field place on lines it of main(basic) axes(axis). At use of the integrated power source space vehicle, the weight of an offered system will not exceed 100.

Literature.

1. Альперт Я.Л., Гуревич А.В., Пятаевский Л.П. Artificial satellites in the unloaded plasma. -И.: a science, 1974 seconds 387.
2. Пушкин Н.М., Медников Б.А., Машков AMPERE-SECOND., Лапшинова О.В. Measurement of background electrostatic and variable electrical fields on an external surface of a module "Quantum" of orbital station "World" // Space researches. 1994 0.2 of 3 seconds 140-142.

2
1

**Бесконтактная система для контроля
двигателей ориентации малых КА**

Н.Пушкин
НПО Измерительной техники
141070, г. Королев, Московская область
ул. Пионерская, 2
Факс: (095) 516 8517
Тел. (095) 513 1247, (095) 513 1460

Предложена система контроля функционирования двигателей ориентации КА, основанная на измерении поверхностных электрических или магнитных полей ЖРД МТ.

Габаритные размеры двигателей ориентации малых КА, исходя из общих требований, небольшие - порядка десятков миллиметров. При таких размерах применение традиционных сигнализаторов давления, используемых обычно в жидкостных реактивных двигателях малой тяги (ЖРД МТ), неприемлемо. Их габариты могут превышать размеры самого двигателя. Кроме того, введение в камеру сгорания двигателя дополнительных полостей ухудшает характеристики двигателя, снижает их надежность.

В общем случае на малых КА могут устанавливаться и двигатели ориентации других типов - плазменные, воздушные.

Работа реактивных двигателей сопровождается различными физическими процессами - тепловыми, вибрационными, а также электрофизическими процессами - возникновением электрических зарядов, полей и токов^{1,2,3}.

Как показали предварительные работы, универсальным способом контроля двигателей ориентации малых КА может быть способ, основанный на измерении параметров электрических зарядов и токов двигателя, истекающих с реактивной струей. Причем для космических условий такие токи имеют место при работе двигателей любого типа - ЖРД МТ, плазменных, воздушных. Измерение зарядов и токов выноса наиболее целесообразно выполнить на основе измерения параметров переменных электрических или магнитных полей ими вызываемых.

Оценки и результаты предварительных стендовых испытаний позволяют заключить, что датчики поверхностного поля при этом должны иметь частотный диапазон до 10 кГц. В зависимости от типа двигателя датчики электрического или магнитного полей могут быть различной конструкции. Однако по габаритным размерам они соответствуют габаритам микродвигателей ориентации. Общий вес измерительного канала на один двигатель, в этом случае, может не превышать 50-70 г.

Литература.

1. Гречихин Л.И., Пушкин Н.М. Влияние сажевых частиц на термодинамическое состояние нагретых газов при различных температурах. //Изв. ВУЗ(ов) сер. Авиационная техника 1983 г. № 1, с. 85-88.

2. Пушкин Н.М. Дипольная модель распределения зарядов в системе "двигатель - реактивная струя". //Зарубежная радиотехника. 1996 г. № 8, с. 121-123.

3. Ягодников О.А., Воронежский А.В., Пушкин Н.М. Исследование электризации сопла ЖРД. //Физика горения и взрыва. 1995 г. № 4, с. 54-58.

Н.Пушкин

Contactless system for the control Attitude engines small space vehicle

Н.Пушкин

НПО of Measuring engineering

141070, The queens, Moscow area Street. Pioneer, 2 The fax: (095) 516 8517 Ph.
(095) 513 1247, (095) 513 1460

The monitoring system of operation of attitude engines space vehicle based on measurement of surface electrical or magnetic fields of liquid-propellant rocket engines of a small thrust(LPRE ST) is offered.

Overall dimensions of attitude engines the small space vehicle, proceeding from the general(common) requirements, small - about tens is cross-section. At such sizes the application of conventional warning indicators of pressure used usually in liquid-propellant jet engines of a small thrust (LPRE ST) , is unacceptable. Their overall dimensions can exceed the sizes of the engine. Besides the introduction in the combustion chamber of the engine of additional cavities worsens the characteristics of the engine, reduces(descends) their reliability.

In general(common) case on small space vehicle can be installed and attitude engines of other types - plasma, air. The activity of jet engines is accompanied by various physical processes - thermal, vibrating(vibrational), and also electrophysical processes - origin of electrical charges, fields and currents 1, 2, 3. As have shown preliminary activities, by a universal way of the control of attitude engines the small space vehicle can be a way based on measurement of parameters of electrical charges and currents of the engine, flowing out with a jet jet. And for space conditions such currents take place by activity of engines of any type - (LPRE ST) ЖРД МТ, plasma, air. The measurement of charges and currents выноса is most expedient to execute because of measurements of parameters of variable electrical or magnetic fields by them called. The evaluations and outcomes of preliminary bench tests allow to conclude, that the sensors surface magnetic or электрического поля thus should have frequency band up to 10 кГц. Depending on a type of the engine the sensors of electrical or magnetic fields can be of a various design. However on overall dimensions they correspond(meet) to overall dimensions of attitude engines. Gross weight of a measuring channel on one engine, in this case, can not exceed 50-70.

The literature.

1. Гречихин Л.И., Пушкин Н.М. Influence сажевых of particles on a thermodynamic condition of the heated up gases at various temperatures. // Изв. HIGH SCHOOL (ов) of sulfurs. Air engineering 1983 № 1, seconds 85-88.
2. Пушкин Н.М. Dipole model of distribution of charges in a system " the engine - jet jet ". // Foreign radio engineering. 1996 № 8, seconds 121-123.
3. Ягодников О.А., Воронежский А.В., Пушкин Н.М. Research of an electrization of the nozzle LPR . // Physics of combustion and explosion. 1995 № 4, seconds 54-58.

Н.Пушкин

**Использование принципа функциональной взаимосвязанности
фазовых координат объекта исследований и независимости
выхода из строя измерительных элементов**

Г.М.Сухов, С.Г.Сухов

**Государственный Космический Научно-производственный Центр
им.М.В.Хруничева
ГКНПЦ им. М.В.Хруничева
121087, Москва, ул. Новозаводская, 18
тел.: 142-59-21; факс: 956-2441**

При прогнозировании состояния сложных технических систем, когда используются параметры различной физической природы, пока не представляется возможным иметь измерительные элемент (ИЭ) высокой степени надежности, удовлетворяющие всем необходимым требованиям. Это может приводить, например, к не выдаче действительных сигналов о состоянии объектов контроля (ОК) при его неисправности и выдаче ложных сигналов опасности при нормальной работе ОК.

Специфические особенности ряда технических систем, ограничения на условия проведения испытаний, а также требования, предъявляемые к качеству их проведения, позволяют выделить названное направление работы в самостоятельную проблему исследований, решение которой должно основываться на фундаментальных научных положениях, связанных с теорией систем, теорией надежности и другими основополагающими теориями разработки технических систем. Причем, важнейшими следует считать положения о структуре, логической организации, методах и средствах формирования системы, которые следует использовать для решения указанной проблемы, особенно в области автоматизированного контроля и испытаний сложных технических систем, причем в указанной области достигнуты значительные успехи [1, 2, 3 и др.].

Однако, обычные способы резервирования, включая и мажоритарные схемы контроля, не решая, например, вопросов невыдачи ложных сигналов о неисправности контролируемой системы, особенно при необходимости увеличения числа контролируемых параметров, резко усложняют системы контроля (СК), что приводит к возрастанию их веса, стоимости, потребляемой мощности, пропорционально числу ее элементов.

Подход к решению рассматриваемой проблемы виден в использовании самопроверяемых средств функционального диагностирования, т.е. без проведения специальных тестов или имитации неисправных состояний, что позволяет избежать диагностического программного обеспечения, связанного с организацией прерываний для подачи тестовых воздействий и анализа результатов контроля. Целесообразно использовать опыт, накопленный в результате фундаментальных исследований

по тематике самопроверяемых устройств и отказов устойчивых систем, а также опыт, полученный при анализе отказоустойчивых структур и систем.

Предлагаемый подход к решению поставленной задачи основан на взаимосвязанности наиболее чувствительных к изменению состояния объекта параметров контроля и учете независимости выхода из строя ИЭ-датчиков ОК. Метод контроля предполагает возможность математического описания ОК. По своей сущности он близок к резервированию с дробной кратностью {4}, но отличается от последнего более широкой областью применения и состоит в том, что на основании математического описания ОК строится математическая модель, выходные параметры которой равны линейной комбинации выходных переменных ОК. Указанные равенства можно использовать для непрерывного контроля за работой ОК и для получения информации о месте и величине ошибок, т.е. за счет избыточности взаимосвязанных между собой параметров контроля, в процессе испытаний имеется возможность по результатам измерений надежно выявлять состояние объекта исследований при использовании сравнительно малонадежных ИЭ. Разработанный метод контроля позволяет различать: нормальное состояние ОК, неисправное состояние ИЭ, чаще всего встроенных в ОК, и неисправное состояние СК. Причем возможны случаи, когда при отсутствии сигнала на входе ИЭ имеется наличие сигнала на выходе ИЭ и, наоборот, при наличии сигнала на входе ИЭ отсутствует сигнал на его выходе.

В целом можно заключить, что использование указанным образом принципа функциональной взаимосвязанности фазовых координат объекта исследований и независимости выхода из строя измерительных элементов, позволяет оценить наиболее распространенные случаи отказа систем "Объект контроля модель объекта контроля" и на новом качественном уровне строить схемы контроля объектов испытаний с повышенной степенью надежности.

Информационно-управляющий комплекс для малых КА

Калинин А.Ф., Шишанов А.В.
НИИ точных приборов
127490, г.Москва, Юрловский проезд, 1
факс 404-79-66

Анализируются функции средств автоматизированного управления космическими аппаратами (КА) и специальных (целевых) комплексов космических систем (КС) и обосновывается тактико-техническая и экономическая целесообразность интеграции функций и средств автоматизированного управления КА и специальных комплексов КС вообще и особенно применительно к малым космическим аппаратам (МКА).

При этом понятие интеграции охватывает:

- достижение функционального и информационного единства процессов планирования целевых задач и реализации задач автоматизированного управления КА;

- организационное и техническое объединение процесса решения задач командно-программно-контрольного (КПКО), навигационно-баллистического (НВО) и информационно-телеметрического обеспечения (ИТО) автоматизированного управления КА;

- многофункциональность совмещенных космических радиолиний;
- использование в наземной и бортовой аппаратуре КА единых (полностью или частично) программно-аппаратных средств, обеспечивающих автоматизированное управление КА и передачу специальной космической информации в непосредственном и ретрансляционном (через спутники-ретрансляторы) режимах;

- территориальное совмещение радиотехнических и вычислительных средств наземной инфраструктуры КС;

- унификацию программно-аппаратных средств автоматизированного управления КА и передачи специальной космической информации различных по назначению КС.

Область пересечения функций и средств реализации задач автоматизированного управления (АУ) КА и специального комплекса (СК) КС определена как информационно-управляющий комплекс (ИУК).

Предлагается вариант построения бортового ИУК МКА, в котором в качестве сменной полезной нагрузки МКА рассмотрен малогабаритный радиолокатор с синтезированием апертуры.

Наземный ИУК МКА предлагается в перевозимо, легко разворачиваемом исполнении.

Проведена сравнительная оценка стоимости жизненного цикла предлагаемого наземного ИУК МКА и существующих средств автоматизированного управления КА и получения целевой космической информации, подтверждающая экономическую целесообразность внедрения для МКА интегрированного ИУК.

А.Калинин

Information and Control Complex for Small Spacecraft

Kalinin A.F, Shishanov A.F.,
Scientific and Research Institute of Precise Instruments
127490, Moscow, Yurlovsky proezd, 1
Fax: 404-7966

Functions of spacecraft (SC) automated control means and of special (mission - oriented) complexes of systems (SS) are analyzed, as well as technical and economical expediency of integration of spacecraft control means and functions and special complexes of space systems in general and those related to small spacecraft (SSC) in particular is substantiated.

Therewith the notion of integration envelopes the following:

- achievement of function and information unity of mission task planning and SC automated control task implementation processes;
- organization and technical unification of the process of solution of command-program - control (CPCS), navigation - ballistics (NBS) and information - telemetry (ITS) support task for automated control;
- multifunctionality of combined space radiolines;
- use in ground and SC on-board electronics of the unified (fully or partly) hard and software ensuring SC automated control and special space information transmission in direct or relay (via relay satellites) modes;
- territorial combination of radiotechnical and computational means of SS ground infrastructure;
- unification of hardware and software for SC automated control and special space information transmission of SC for various purposes.

The area of intersection between functions and means for implementation of tasks for SC automated control (AC) and special complex of SS is defined as information and control complex (ICC).

A version of on - board ICC design for SSC is suggested, in which a compact synthetic aperture radar is a replaceable SSC payload/

Ground SSC ICC is suggested as a transportable, easily deployable version.

Comparative life - cycle cost estimation of the suggested ground SSC ICC and the existing means for SC automated control and obtaining of purpose - oriented space information, proving economical expediency of integrated ICC for SSC implementation, has been performed.

Перспективная бортовая энергетика для космической техники

Акимов В.Н., Гафаров А.А., Губертов А.М., Корнилов Б.Н., Пришлецов А.Б.
Исследовательский центр им. М.В.Келдыша, г.Москва

На современном этапе развития космической техники наиболее четко обозначились две основные тенденции, приведенные на рис.1:

- дальнейшее расширение функциональных возможностей целевой аппаратуры на эксплуатируемых или готовых к эксплуатации традиционных КА и, как следствие, рост мощности, энерговооруженности КА и сроков активного существования. Это приводит к необходимости увеличения мощности солнечных батарей, емкости накопителей энергии и стимулирует переход на более эффективные типы систем электроснабжения (СЭС) как на основе улучшенной технологии и конструкции существующих составляющих ее элементов, так и на базе освоения новых технологий ключевых элементов;

- расширение масштабов использования малых КА нового поколения для решения прикладных и научных задач (в первую очередь это системы глобальной связи и наблюдения Земли) на основе миниатюрной целевой аппаратуры новых разработок, к энергетике которых предъявляются повышенные требования по удельным энергомассогабаритным характеристикам и особенно по ресурсу (3-10 лет для низко- и среднеорбитальных КА).

Все это стимулирует разработку создания новых технологий ключевых элементов систем электроснабжения.

На рис.2 приведена номенклатура основных ключевых элементов различных типов СЭС как для современных традиционных КА, так и для малых КА нового поколения отечественной и зарубежной разработки. Показано, что основу СЭС в зависимости от сроков активного существования, уровня потребной мощности, факторов окружающего космического пространства и т.д. составляют одноразовые химические источники тока (для спускаемых зондов и КА с ограниченным ресурсом), солнечные батареи и накопители энергии в виде химических аккумуляторных батарей (основной тип энергетике для КА), а также радиоизотопные термоэлектрические генераторы тока на плутонии-238 (межпланетные КА для исследования отдаленных планет и тел солнечной системы).

На современном этапе развития отечественной космической энергетике основным типом СЭС является энергосистема на основе кремниевых солнечных батарей и аккумуляторных батарей на основе электрохимических систем серебро-цинк, никель-кадмий и никель-водород. На высокоорбитальных КА, включая геостационарные, в последнее время стали широко использоваться никель-водородные аккумуляторные батареи, имеющие наибольший ресурс среди известных типов накопителей энергии.

Существенно шире номенклатура СЭС на американских КА. Помимо традиционной энергетике широко используются на транспортных многоразовых кораблях "Спейс Шаттл" водород-кислородные электрохимические генераторы тока и для исследования дальних планет - радиоизотопные энергоустановки с термоэлектрическим преобразованием энергии. Основной тип СЭС - кремниевые солнечные батареи и никель-водородные аккумуляторы.

На других зарубежных КА основной тип СЭС это также кремниевые солнечные батареи и никель-кадмиевые аккумуляторные батареи. На последних модификациях связных геостационарных КА используются никель-водородные АБ.

На ряде отечественных и зарубежных КА применяют также более дорогие, но эффективные арсенид-галлиевые солнечные батареи.

Основой бортовой космической энергетики являются солнечные энергоустановки на базе солнечных батарей (солнечные элементы из кремния и арсенид-галлия) и различные типы аккумуляторных батарей (никель-кадмиевые и никель-водородные аккумуляторы для всех типов орбит и назначений долгоресурсных КА).

На рис.3-5 показаны, в качестве примера, рост мощности СЭС, увеличение сроков расчетного ресурса и рост энерговооруженности КА для традиционных (связных) отечественных и зарубежных геостационарных аппаратов. За период 1980-2000 г.г. наглядно видно, что примерно с середины 80-х годов произошел качественный скачок в характеристиках зарубежных связных КА. Это связано в первую очередь со следующими фактами:

1) внедрение никель-водородных АБ с 1983 г. на коммерческих геостационарных КА (это обеспечило расчетный ресурс КА 10-15 лет),

2) дальнейшее совершенствование кремниевых солнечных элементов (снижение толщины элемента, повышение радиационной стойкости, совершенствование сотовых панелей и т.д.),

3) внедрение с 1988 г. новых типов высокоэффективных гетероструктурных солнечных элементов из арсенид-галлия на различных подложках, в том числе особенно на германии (из-за увеличения КПД с 14% для кремния до максимального значения 22% для арсенид-галлия рост удельной мощности примерно в 1,5 раза).

На рис.6 в подтверждение к сказанному показано, что если в конце 80-х годов число зарубежных КА с никель-водородной батареей на борту составляло примерно одну треть от общего числа всех геостационарных аппаратов, то с середины 90-х годов это уже подавляющее большинство.

Рост мощности СЭС и увеличение расчетного ресурса КА до 10-15 лет в первую очередь непосредственно связаны с коммерческим характером используемых связных спутников для потребителей (это увеличение радио и телефонных каналов, введение системы непосредственного телевидения, рост числа ретрансляторов и их мощности на борту и т.д.).

На приведенном рис.5 типичный уровень энерговооруженности отечественных высокоорбитальных КА с начала 80-х годов до середины 90-х годов составлял 0,5-1,0 Вт/кг, аналогичный для зарубежных КА 0,8-2,0 Вт/кг. К 2000 г. энерговооруженность отечественных КА нового поколения (Ямал, Экспресс-2000, SESAT и др.) будет находиться в диапазоне 2-3,4 Вт/кг.

Необходимо отметить, что рост потребной мощности СЭС геостационарных КА в последние годы обусловлен также применением электроракетных двигательных установок для коррекции стабилизации КА на заданной точке орбиты с высокой точностью, для работы которых требуется мощность порядка нескольких кВт.

Объективной закономерной тенденцией современного этапа космической деятельности в мире является резкое расширение работ по созданию и использованию малых КА нового поколения.

Характерной особенностью бортовой энергетики для малых КА является наличие очень высоких требований по удельным энергомассогабаритным характеристикам наряду с уже упомянутым длительным ресурсом на низких и средних орбитах. Это наглядно видно также из данных рис.5, где энерговооруженность уже запущенных или планируемых к запуску в период 1995-1997 г.г. малых КА глобальных спутниковых систем Orbcomm, Iridium и Globalstar составляет примерно 1,75-5 Вт/кг, а для проекта Teledesic по предварительным данным равна 8,3 Вт/кг на конец десятилетнего ресурса. Это достигнуто применением, в первую очередь, СЭС на основе высокоэффективных гетероструктурных арсенид-галлиевых солнечных элементов на облегченных подложках и никель-водородных АБ новых конструктивных схем и технологий.

На рис.7 представлены сравнительные характеристики основных элементов СЭС для отечественных и зарубежных (США) КА. Из рассмотрения представленных данных отмечается определенное отставание отечественных элементов СЭС по ресурсу (особенно) и по удельным энергетическим характеристикам. На сегодняшний день наиболее актуальными для СЭС отечественных КА продолжают оставаться проблемы увеличения гарантированного ресурса СЭС с целью повышения сроков активного существования КА до 7-10 лет и более для высокоорбитальных и геостационарных аппаратов и до 3-5 лет для низкоорбитальных, повышения удельных характеристик ключевых элементов СЭС и СЭС в целом на конец ресурса и стойкости к основным факторам космического пространства (радиация, термоциклирование и т.д.).

Основные пути улучшения ключевых элементов СЭС показаны на рис.8.

Рассмотрим кратко состояние и перспективы развития ключевых элементов бортовой энергетики (солнечные элементы, аккумуляторы и батареи на их основе).

В настоящее время на КА применяются планарные (плоские) солнечные батареи на основе монокристаллического кремния, арсенида галлия (ограничено) и фосфида индия (един японский КА). В последнее время на зарубежных КА стали использоваться гетероструктурные арсенид-галлиевые солнечные элементы на подложках из арсенида галлия и германия, причем последний тип является наиболее предпочтительным. Основой солнечной батареи является панель в виде каркасно-рамочной конструкции с несущей поверхностью в виде сетки или полотна струн (отечественные разработки), жестких сотовых и гибких конструкций (зарубежные КА). Каркасно-сеточные конструкции наиболее эффективны для применения солнечных элементов с двухсторонней чувствительностью для низкоорбитальных КА.

На рис.9 показаны основные направления развития космической фотоэнергетики.

Отечественные разработки должны быть направлены на создание легких, жестких подложек на основе сотовых конструкций и бескаркасных панелей на гибкой несущей подложке для использования тонких и сверхтонких солнечных элементов толщиной 50-100 мкм (их нельзя из-за хрупкости использовать в

рамочной конструкции с сеткой) с целью достижения удельных характеристик солнечной батареи 1,5-2,0 кг/м² и 60-80 Вт/кг.

Чрезвычайно важно проведение работ с использованием новой технологии выращивания тонких пленок методом газофазной эпитаксии из металлоорганических соединений для разработки и создания высокоэффективных солнечных элементов на основе гетероструктур арсенида галлия на прочных и дешевых подложках из германия и кремния и многослойных каскадных элементов как для обычного применения, так и в условиях высокой концентрации солнечного потока.

Отечественные разработки аккумуляторов и аккумуляторных батарей (рис.10) должны быть направлены на дальнейшее совершенствование никель-кадмиевых и никель-водородных аккумуляторов в индивидуальном корпусе. Среди новых разработок наиболее продвинуты работы по никель-водородным АБ в общем корпусе с использованием технологии космических водородно-кислородных электрохимических генераторов, ведется подготовка к летным испытаниям энергоблока на основе серно-натриевых аккумуляторов. В начальной стадии работы по литиевым аккумуляторам.

Высокие затраты на выведение КА на рабочие орбиты, более половины которых являются высокоэнергетическими (геостационарная, высокоэллиптические, высокие круговые орбиты), в значительной мере сдерживают расширение масштабов использования КА различного назначения. Поиск путей снижения затрат на выведение КА на высокие рабочие орбиты является крайне актуальным.

Существенное повышение целевой эффективности КА может быть обеспечено за счет применения солнечных энергодвигательных установок, как наиболее продвинутых, в разработке систем в составе транспортно-энергетических модулей. Возможны два основных типа модулей на базе солнечных энергодвигательных установок:

- автономная ЭУ и маршевая ЭРДУ.

- бимодальная ЭУ, в которой обеспечивается режим работы теплового ракетного двигателя с водородом в качестве рабочего тела, и режим работы традиционной СЭС.

Принципиальной особенностью такой схемы является, исходя из реальных возможностей по располагаемой энергетике, низкий уровень располагаемых тяг, что предопределяет значительное время перелета с опорной низкой орбиты на рабочую (для ГСО это недели и месяцы).

Современный уровень отечественных и зарубежных разработок в области космической фотоэлектрической энергетики позволяет оценить параметры транспортно-энергетических модулей на основе ЭРДУ и СБ. Ключевой проблемой является разработка и создание мощной радиационнотстойкой СБ с высокими удельными энергомассовыми характеристиками. Такие работы проводились с 70-х годов в США и привели к созданию гибких панелей с несущей подложкой из полиамидной пленки каптон, послужившей основой для СБ американского сегмента Международной космической станции. В настоящее время в рамках проекта APSA (Advanced Photovoltaic Solar Array) создана базовая конструкция СБ мощностью около 12 кВт на основе кремниевых солнечных элементов и защитных стекол для геостационарных КА с удельной мощностью 130 Вт/кг (современный уровень отечественных СБ 20-25 Вт/кг, зарубежных до 60 Вт/кг).

Ведется подготовка к летному эксперименту в рамках программы ELITE с помощью ЭРДУ.

Применение тонких и сверхтонких высокоэффективных солнечных элементов типа GaAs, GaAs/Ge, InP наряду с применением облегченных сотовых или гибких подложек с удельной массой 1-2 кг/м² обеспечит достижение удельной мощности СБ не менее 60-100 Вт/кг.

В последние годы за рубежом расширяются исследования по солнечным бимодальным энергодвигательным установкам. В настоящее время работы в США ведутся широкой кооперацией и направлены на экспериментальное подтверждение реализуемости ожидаемых характеристик.

В России в последние годы также начаты расчетно-теоретические исследования и концептуальные проработки по бимодальным ЭДУ различных схем. Создание солнечных энергодвигательных установок существенно расширяет возможности применения РН среднего класса "Русь" и позволяет использовать космодром Плесецк для выведения КА на ГСО.

В условиях жестко ограниченного государственного финансирования предлагается сконцентрировать усилия на следующих приоритетных направлениях бортовой энергетики, развитие которых будет существенно влиять на прогресс в бортовой энергетике и возможность поддержания высокого уровня конкурентоспособности отечественных КА на рынке космических услуг. Эти направления и ожидаемые результаты представлены на рис.12.

ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ БОРТОВОЙ ЭНЕРГЕТИКИ

ТРАДИЦИОННЫЕ КА

для наблюдения Земли, исследования природных ресурсов суши и моря, дистанционного зондирования Земли, связи, метеорологии, навигации, геодезии, исследования фундаментальных явлений во Вселенной.

Дальнейшее расширение функциональных возможностей целевой аппаратуры

- увеличение энергооборуженности КА и рост мощности СЭС до 15 кВт для связных КА и до 100 кВт для международной станции
- увеличение сроков активного существования до 3 - 5 лет для низкоорбитальных КА и до 10 - 15 лет для высокоорбитальных

МАЛЫЕ КА НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

для наблюдения Земли, исследования природных ресурсов суши и моря, дистанционного зондирования Земли, глобальной связи, исследования фундаментальных явлений во Вселенной, апробация новых технологий в космической технике

Применение малогабаритной целевой аппаратуры нового поколения

- повышенные требования по энергооборуженности характеристикам
- обеспечение сроков активного существования для низко- среднеорбитальных КА 3 - 10 лет
- применение новых ключевых элементов СЭС с повышенными характеристиками (апробация новых технологий)

Рис.1

ОСНОВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ СЭС

	Отечественные СЭС	Зарубежные СЭС
Традиционные КА		
<ul style="list-style-type: none"> • наблюдение Земли, исследование природных ресурсов суши и моря, ДЗЗ: низко- и среднеорбитальные 	СЦ-батареи СБ+СЦАБ, НКАБ, НВАБ СБ+НКАБ	СБ+НКАБ, НВАБ СБ+НКАБ, НВАБ
высокоорбитальные		СБ+НКАБ, НВАБ
<ul style="list-style-type: none"> • метеорология, навигация, геодезия: среднеорбитальные высокоорбитальные (ВКО, ГСО) 	СБ+НКАБ СБ+НКАБ, НВАБ	СБ+НКАБ, НВАБ
<ul style="list-style-type: none"> • связь и ретрансляция информации: среднеорбитальные высокоорбитальные (ВЭО, ГСО) 	СБ+НВАБ ("Гонец") СБ+НКАБ, НВАБ	СБ+НВАБ СБ+НВАБ, НКАБ (ограничено)
<ul style="list-style-type: none"> • научные фундаментальные исследования: околоземные орбиты межпланетные трассы, спускаемые зонды 	СЦ, Li-батареи, СБ+НКАБ, НВАБ СБ+НКАБ, НВАБ, Li-батареи, РИТЭГ ("Марс - 96")	СБ+НКАБ, НВАБ СБ+СКАБ, НКАБ, НВАБ, Li-батареи, РИТЭГ
<ul style="list-style-type: none"> • пилотируемые комплексы: транспортные системы орбитальные станции 	СБ+НКАБ СБ+НКАБ	H ₂ -O ₂ ЭХГ СБ+НВАБ
Малые КА нового поколения		
<ul style="list-style-type: none"> • наблюдение Земли, исследование природных ресурсов суши и моря, ДЗЗ: низко- и среднеорбитальные 	СБ+НКАБ	СБ+НКАБ, НВАБ
<ul style="list-style-type: none"> • связь и ретрансляция информации: среднеорбитальные высокоорбитальные 	СБ+НКАБ	СБ+НВАБ СБ+НВАБ
<ul style="list-style-type: none"> • научные фундаментальные исследования 	СБ+НКАБ	СБ+НКАБ, НВАБ

Рис.2

Рост мощности [Э] СВЯЗНЫХ КА на ГСО

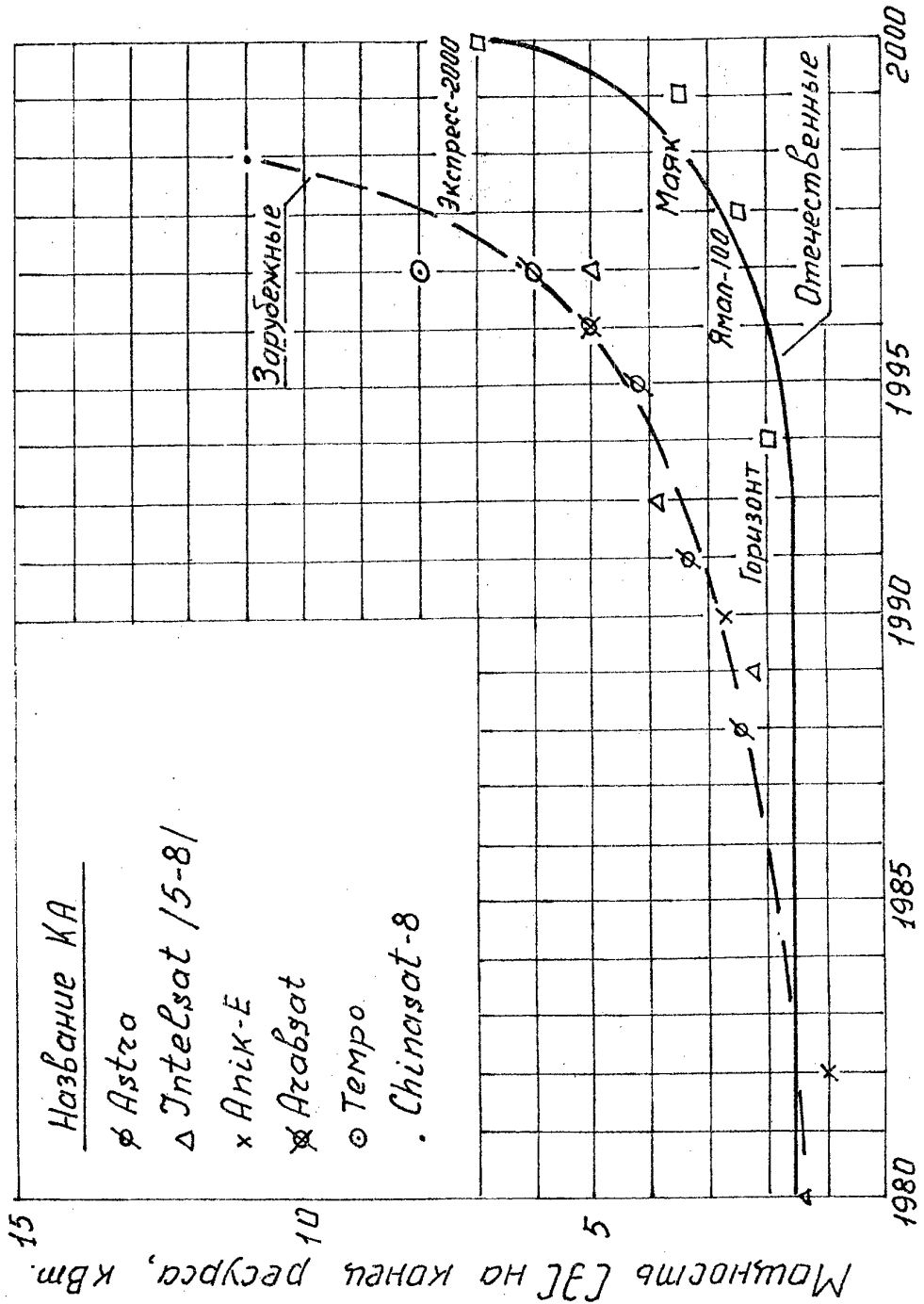


Рис.3

Рост расчетного ресурса связных КА на ГСО

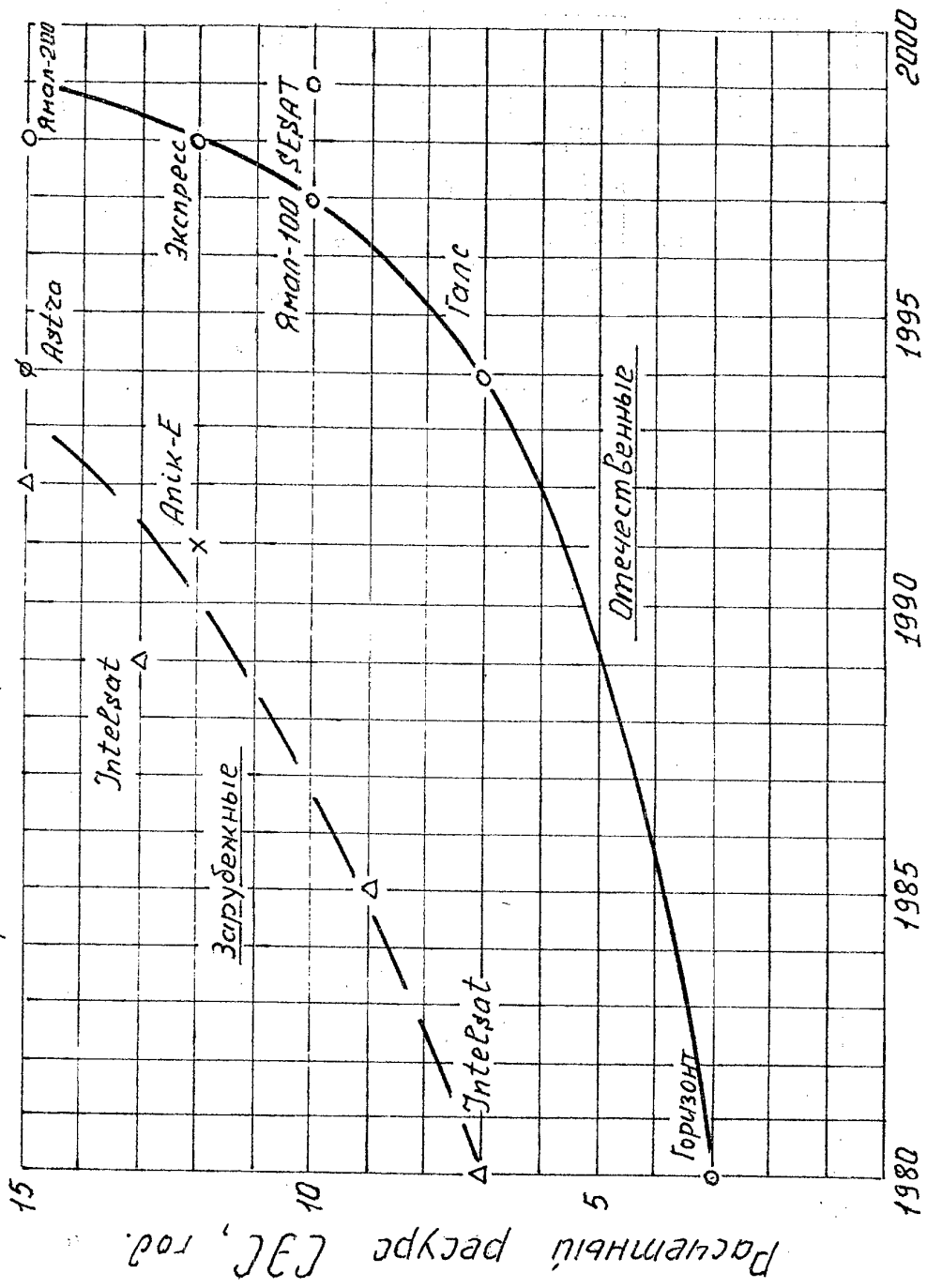


Рис.4

Рост энерговооруженности связных КА и МКА

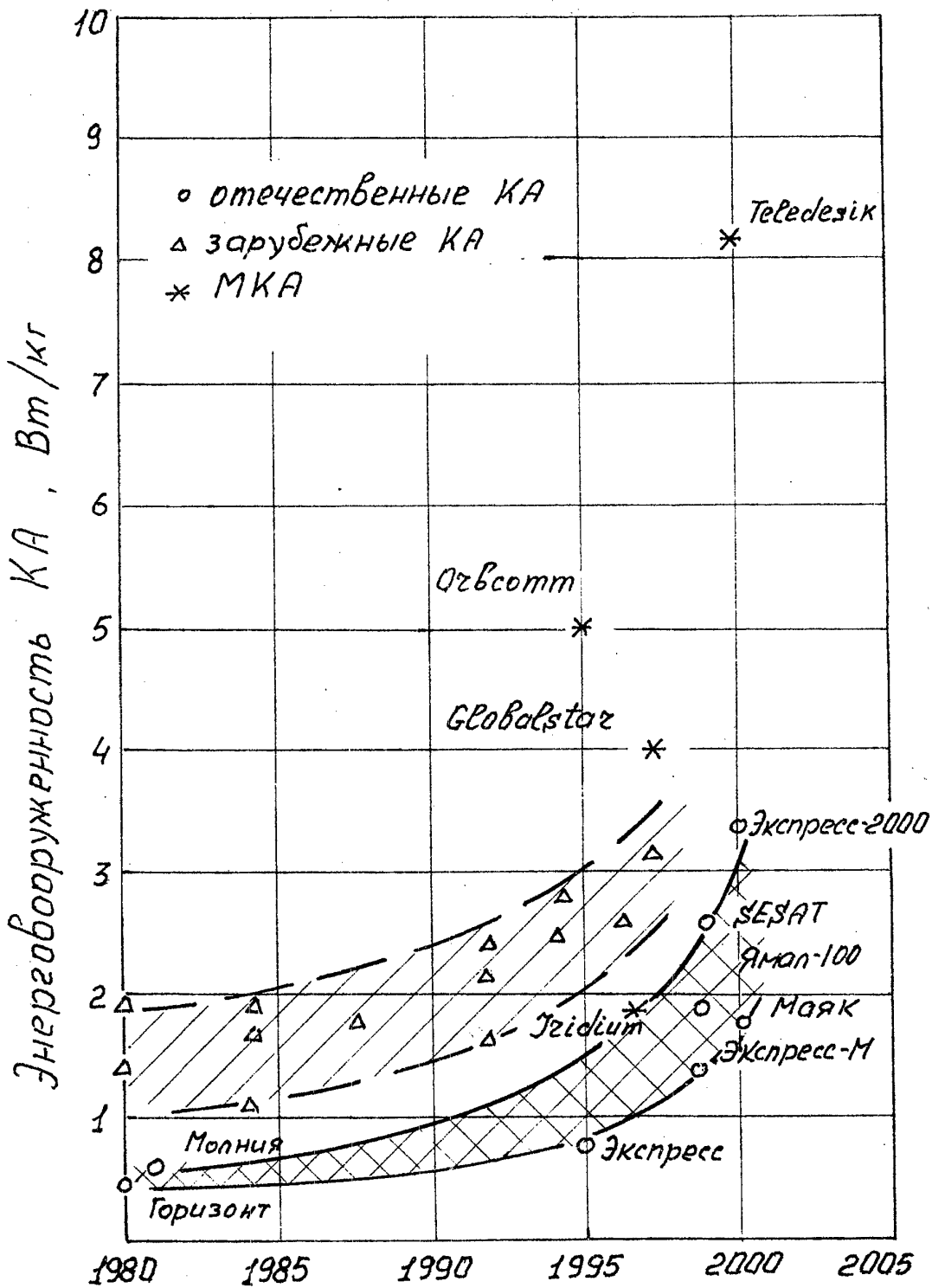


Рис.5

Внедрение никель-водородных аккумуляторов
на зарубежных КА /ГСО/.

%

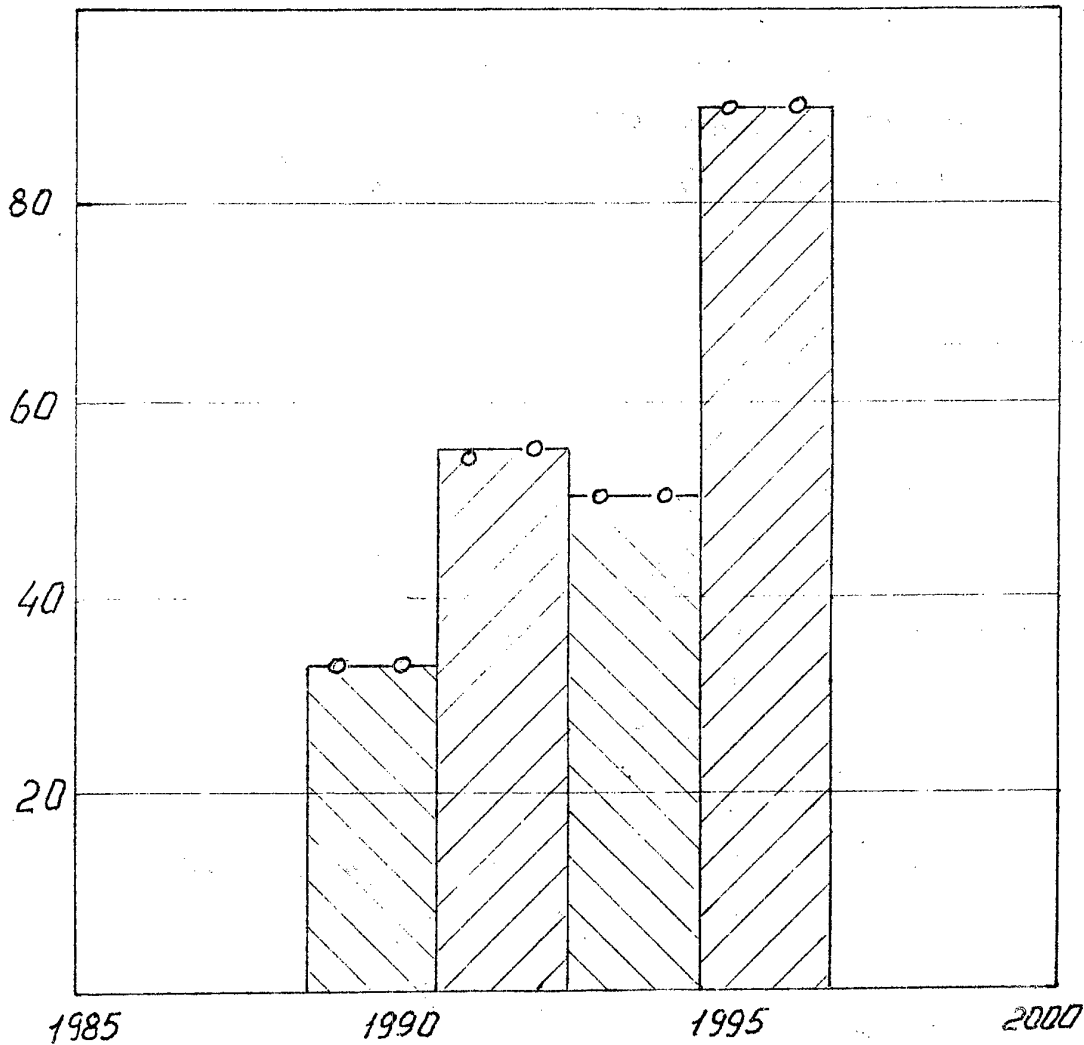


Рис.6

СРАВНЕНИЕ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ СЭС

Основные характеристики	СЭС КА на основе СБ/АБ	
	Отечественные	Зарубежные
Солнечные элементы и батареи		
Тип СЭ, КПД (АМО, 25 - 28°C)	моно - Si (11 - 14)% моно - GaAs (18 - 19)%	моно - Si (12 - 15)% гетероструктуры GaAlAs/GaAs, GaAs/Ge (17 - 22)%
Тип панели СБ	каркас - рама с сеткой	сотовая и гибкая панели
Удельная мощность СБ, Вт/м ² (начало/конец работы)	140/80-90 (Si, ГСО) 160/120 (GaAs, НОО, "Мир")	150 - 160/100 - 110 (Si, ГСО) 220 (ГСЭ GaAs, ГСО)
Удельная масса СБ, кг/м ²	6 - 7 (Si), 8 - 10 (GaAs)	2.5 - 5,5 (Si, ГСО)
Ресурс, год	3 - 5 (Si, ГСО) 10 (GaAs, НОО, "Мир")	7 - 15 (Si, ГСЭ GaAs, ГСО)
Аккумуляторы и батареи		
Никель-кадмий		
Емкость, Ач	4 - 120	9 - 50
Удельная энергия, Втч/кг	20 - 30	25 - 35
Ресурс, год	1 - 2 (НОО), 3 (ГСО)	2 - 4 (НОО), 7 - 10 (ГСО)
Никель-водород		
Емкость, Ач	40, 45, 60 и 70	35 - 90
Удельная энергия, Втч/кг	30 - 40	35 - 50
Ресурс, год	5 - 7 (ГСО)	4 - 5 (НОО), 10 - 15 (ГСО)

Рис.7

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК СЭС КА

Солнечные элементы и батареи

- Использование тонких и сверхтонких кремниевых солнечных элементов на соловых панелях для снижения деградации и удельной массы СБ
- Использование гетероструктурных арсенид-галлиевых солнечных элементов на различных подложках с предельно высокими КПД и повышенной стойкостью
- Разработка технологий, обеспечивающих повышение стойкости солнечных элементов и СБ к ФКП

Аккумуляторы и батареи

- Внедрение новых технологий и материалов, совершенствование элементов конструкции и методов обеспечения температурных режимов при работе вне гермоотсека никель-кадмиевых и никель-водородных аккумуляторов и батарей с повышенной глубиной разряда и ресурсом
- Внедрение новых типов ХИТ и АБ, в том числе литий-теонил-хлоридных батарей, литий-ионных аккумуляторов и НВАБ в общем корпусе с использованием новых технологий

Системы преобразования и регулирования энергии

- Использование новой элементной базы с повышенными характеристиками и ресурсом, работоспособной вне гермоотсека и обеспечивающей повышение удельных характеристик аппаратуры преобразования энергии и оптимальный режим работы элементов СЭС

Перспективные солнечные двигательные энергетические установки

- Разработка оптимальных схемных решений установки, ее основных узлов и агрегатов – концентраторов солнечной энергии, преобразователей энергии, системы хранения компонентов и т.д.

Рис.8

РАЗВИТИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ФОТОЭНЕРГЕТИКИ

НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ

- Разработка и создание тонких кремниевых солнечных элементов с повышенной удельной мощностью и радиационной стойкостью и *и дескаржасных* панелей СБ на основе готовых конструкций

- Разработка и создание на основе МОС-гидридной технологии высокоэффективных гетероструктурных солнечных элементов на основе арсенида галлия на подложке из германия или кремния и панелей СБ

ОЖИДАЕМЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Повышение удельной мощности СБ до 160–170 Вт/м² в начале и до 110–120 Вт/м² в конце 10-летнего ресурса на ГСО и снижение удельного ^{и массы} веса панелей до 1,5–2,0 кг/м²

Повышение удельной мощности СБ до 200–220 Вт/м² в начале и до 160–180 Вт/м² в конце 15-летнего ресурса на ГСО

Рис.9

РАЗВИТИЕ КОСМИЧЕСКИХ ХИМИЧЕСКИХ ИСТОЧНИКОВ ТОКА

НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ

- Совершенствование с использованием новых технологий и материалов и создание базовых образцов никель-кадмиевых аккумуляторов, предназначенных для эксплуатации на КА, в том числе и вне гермоконтейнера
- Разработка новых типов и создание базовых образцов усовершенствованных никель-водородных аккумуляторов, в том числе в общем корпусе, предназначенных для эксплуатации вне гермоотсека
- Проведение НИР по разработке и созданию перспективных, в том числе литий-ионных аккумуляторов

ОЖИДАЕМЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

- Увеличение удельной энергии аккумуляторов до 50 Вт·ч/кг в начале эксплуатации и увеличение срока службы АБ до 5-7 лет на низких орбитах и до 10-12 лет на ГСО
- Увеличение удельной энергии аккумуляторов до 50-55 Вт·ч/кг в начале эксплуатации (до 50 Вт·ч/кг для батареи в общем корпусе) и увеличение срока службы при большой глубине разряда до 5-7 лет на низких орбитах и до 10-15 лет на ГСО
- Достижение удельной энергии 100 Вт·ч/кг при большом числе заряд-разрядных циклов

Рис.10

Солнечная бимодальная установка

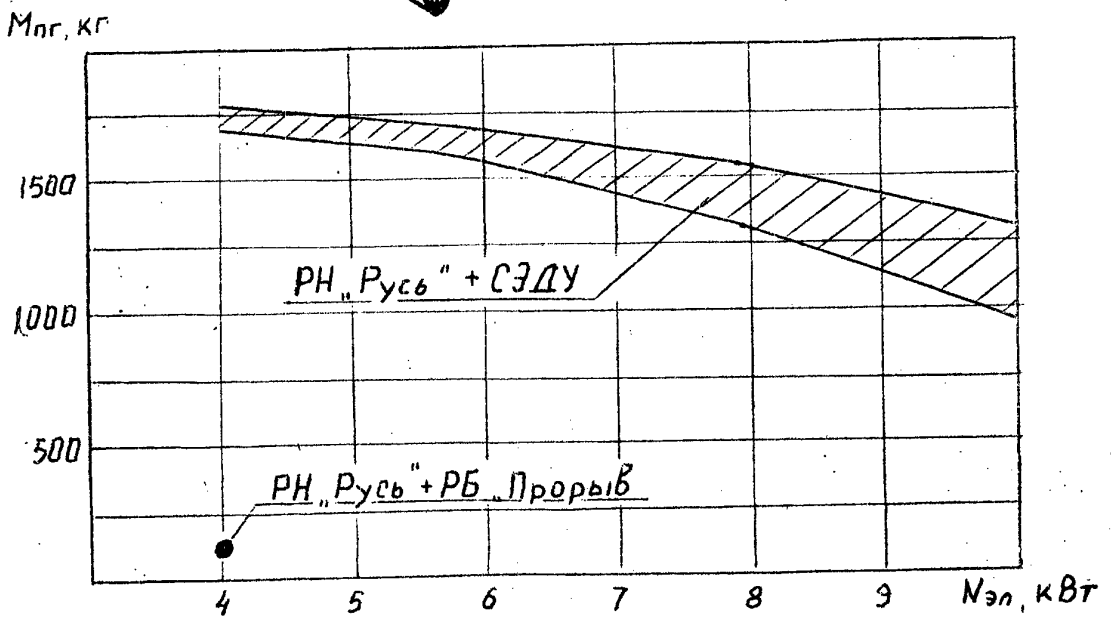
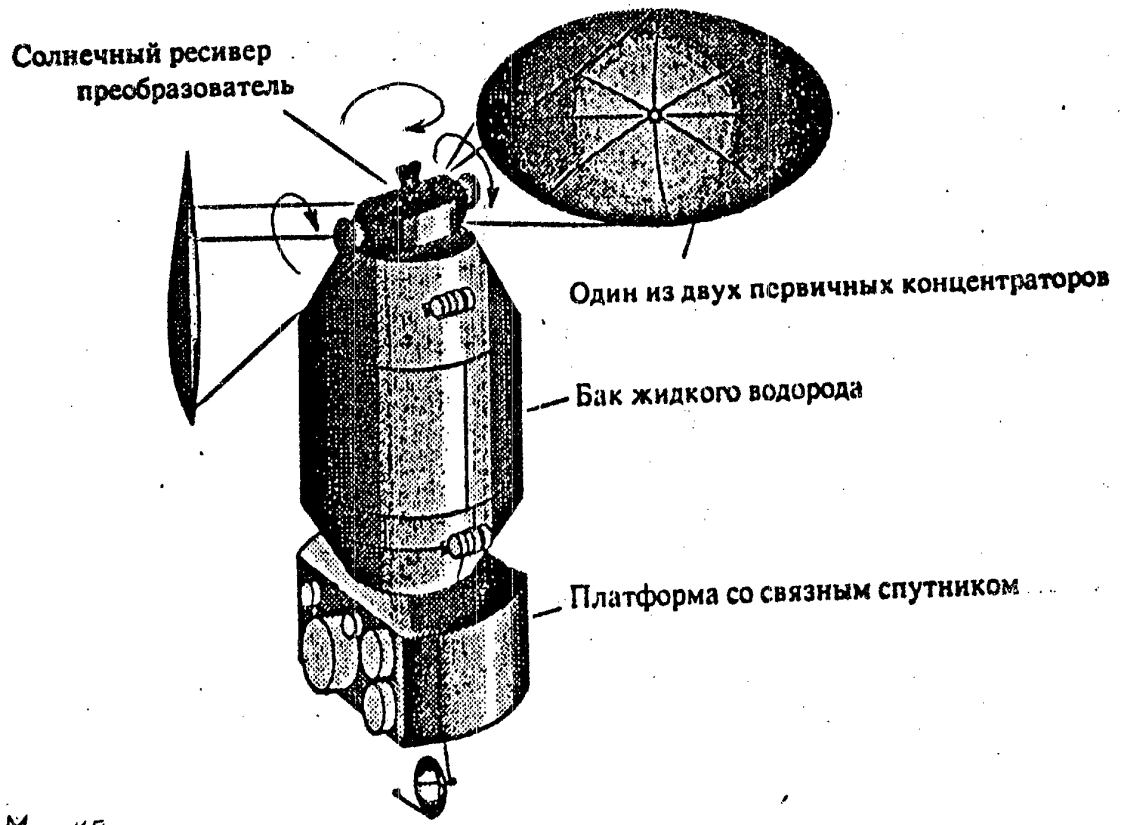


Рис.11

ПРИОРИТЕТНЫЕ ЗАДАЧИ РАЗВИТИЯ КЛЮЧЕВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ СЭС

СОЛНЕЧНЫЕ БАТАРЕИ

- Разработка и создание базовой конструкции сотовой панели СБ с тонкими и сверхтонкими кремниевыми солнечными элементами
- Разработка и освоение технологии изготовления высокоэффективных гетероструктурных солнечных элементов на основе арсенида галлия на подложке из германия или кремния

ХИМИЧЕСКИЕ ИСТОЧНИКИ ТОКА

- Модернизация и разработка базовых образцов никель-кадмиевых аккумуляторов длительного ресурса
- Разработка базовых образцов новых типов усовершенствованных никель-водородных аккумуляторов длительного ресурса
- Развитие НИР по перспективным, в том числе литий-ионным аккумуляторам с высокой удельной энергией и ресурсом

Рис.12

Характеристики малогабаритного радиолокатора бокового обзора

К.М. Пичхадзе
НПО им. Лавочкина
Москва, Химки

Ниже представлены основные характеристики малогабаритного радиолокатора бокового обзора, предназначенного для дистанционного зондирования Земли с борта Малого Космического аппарата.

Состав и структурная схема радиолокатора



Антенное фидерное устройство

В данном радиолокаторе для достижения минимальных габаритов и весов применяется щелевая антенна, состоящая из 5 параллельных волноводов длиной 6 метров каждый. Волноводы ориентированы вдоль направления движения МКА. Диаграмма направленности такой антенны узкая в направлении полета - 18 угловых минут и широкая в направлении, перпендикулярном направлению полета, - 20 угловых минут.

Аппаратура приема-передачи

Аппаратура приема-передачи включает в себя устройство формирования сигнала с СВЧ-усилителем мощности, малошумящий приемник, аналого-цифровой преобразователь и блок синхронизации.

Блок синтеза изображения (БСИ)

Блок синтеза изображения производит обработку получаемой радиолокационной информации и синтез радиолокационного изображения, которое в дальнейшем передается по радиолинии на наземные пункты приема.

Таблица

Аппаратура	Масса, кг	Габариты, мм	Энергопотребление, Вт
Антенна	15	5000×100×30	-
Аппаратура приема-передачи	10	400×240×200	300
Блок синтеза изображения	5	300×200×150	60
Управляющая подсистема	4	240×200×150	40
Кабельная сеть	6	-	-
Радиолокатор в целом	40	-	400

Технические характеристики радиолокатора

Параметр	Значение
Полоса обзора, км	100
Полоса захвата, км	20
Пространственное разрешение, м	50
Частота пространственной оцифровки, м	25
Количество градации яркости	256
Отношение фон/шум для удельной ЭПР фона - 20 дБ, дБ	11-15
Отношение сигнал/шум для ЭПР 10 м ² , дБ	6-12
Длина волны излучения, см	3
Средняя мощность излучения, Вт	125
Шумовая температура системы, К	500
Ширина спектра сигнала, МГц	5
Частота повторения импульсов, Гц	2400
Производительность БСИ, операций/секунда	10 ⁸
Ресурс, часов	3000

Выводы

Проведенный предварительный анализ показывает принципиальную возможность построения на современной российской элементной базе радиолокатора с указанными характеристиками. Существует широкий перечень задач, которые могут быть решены с помощью такого радиолокатора с синтезированной апертурой. Важной особенностью данного проекта является синтез на борту радиолокационного изображения с последующей доставкой его непосредственно потребителю. Качество радиолокационного изображения дополнительно повышается использованием некогерентного накопления при получении изображения.

К. Пичхадзе

**Спутниковый СВЧ - радиометр МТВЗА
для дистанционного зондирования Земли**

**Л.Г.Бордюгов, Н.Н.Горобец, В.П.Наконечный,
В.Ю.Панцов, И.В.Черный, Г.М.Чернявский**
Центр программных исследований,
Российского космического агентства
117810 Москва, ул. Профсоюзная 84/32
Факс: (095) - 420 - 2275
Email: icherny@sp1.rssi.ru

В докладе рассматривается спутниковый многофункциональный сканирующий СВЧ - радиометр - модуль температурного и влажного зондирования атмосферы (МТВЗА). Прибор предназначен для определения интегральных параметров атмосферы и подстилающей поверхности, восстановления вертикального профиля температуры и влажности атмосферы в глобальном масштабе, а также для диагностики процессов деятельного слоя океана и кризисных ситуаций в атмосфере.

Рабочие частоты прибора включают: 18.7; 22.235; 33; 36.5; 42; 48 и 91.65 ГГц (вертикальная и горизонтальная поляризация), спектральные каналы в линии поглощения кислорода 52 - 57 ГГц и линии водяного пара 183.31 ГГц. Вес прибора составляет 55 кг, потребляемая мощность 65 Вт, диаметр антенного зеркала 60 см.

СВЧ - радиометр МТВЗА будет функционировать в составе бортовой аппаратуры КА серии «Метеор - 3М». Первый запуск намечен на 1999 год. В докладе представлены технические и рабочие характеристики прибора МТВЗА, параметры орбит КА серии «Метеор - 3М», а также рассматривается возможность установки СВЧ - радиометра МТВЗА на малых спутниках.

**Satellite Microwave Radiometer MTVZA
for Remote Sensing of Earth**

L.G. Bordugov, N.N.Gorobets, V.P. Nakonechny,
S.Yu.Pantsov, I.V.Cherny, G.M. Chernyavsky
Center for Program Studies, Russian Space Agency
Profsoyusnaya, 84/32, Moscow, 117810, Russia,
Fax: 7-(095)-420-2275

Paper discusses the satellite multifunction microwave imaging radiometer MTVZA for remote sensing of ocean and land surface, and integrated parameters of atmosphere, as well as, for measuring global atmospheric temperature and water vapor profiles. The instrument operates at frequencies of 18.7; 22.235; 33; 36.5; 42; 48; and 91.65 GHz (vertical and horizontal polarization), oxygen line 52-57 GHz, water vapor line 183.31 GHz. The MTVZA includes some complementary non-typical operating frequencies especially for oceanographic research. The instrument weighs 55 kg, power consumes 70 W, and antenna size is 60 cm.

Since 1999 the Meteorological Satellite Program of Russian Space Agency will use the advanced 'Meteor-3M' spacecraft. The series of satellites with microwave instrument MTVZA aboard will be launched on sun-synchronous orbit.

MTVZA performance characteristics, and the schedule of orbiting spacecraft 'Meteor-3M' and parameters of orbits are presented in the paper. The possibility of deploying microwave radiometer MTVZA on small satellites is discussed.

The applications of microwave technique for diagnostics of ocean active layer processes and natural disasters are discussed.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АНТЕНН МАЛЫХ СПУТНИКОВ

И.П. Козлов

Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и
электродинамики (НИИПМЭ МАИ)
125810, г. Москва, Волоколамское ш. 4
Факс: (095) 158-0367

В настоящем докладе рассматривается применение математического моделирования для проектирования антенных систем космических аппаратов (КА). Эти системы для малых спутников часто являются основными. Моделирование позволяет использовать системный анализ для оптимизации проектирования КА по техническим характеристикам и стоимости.

Задача обеспечения радиосвязи с космическим аппаратом предполагает расчет линии радиосвязи Земля-КА или КА-КА, выбор типа, геометрии и расположения антенн на борту КА. Задача моделирования существенно усложняется, когда вблизи антенны находится препятствие с острой кромкой или плазменное образование (ПО) от работающего электрореактивного двигателя. Вблизи уровня критической концентрации плазмы, как показывается в [1], электромагнитные поля качественно зависят от малых изменений параметров среды. В результате для исследования распространения волн требуется применение теории бифуркаций.

Используется решение задачи дифракции волн на двух телах сложной формы. Эти тела моделируют антенны, КА или ПО, а оптимальная антенна находится перебором вариантов расчета. Модель двух тел учитывает взаимодействие антенн между собой, с корпусом КА, с его острыми кромками и с ПО [2]. Применяется точное решение задачи дифракции волн на двух телах сложной формы в сферических координатах. Предложенные метод преобразования амплитуд волн при смещении системы координат и метод переотражений дают универсальную расчетную модель для тел размерами до нескольких длин волн [2, 3].

Приводятся результаты численных исследований.

Список литературы

1. Козлов И.П. Радиотехника и электроника. 1997. N2. С. 142-146
2. Kozlov I.P. Mathematic Methods of Spacecraft Antenna System Designing (IAF-94-u.2.469). 45-th Congr. of the Intern. Astr. Fed., Oct. 9-14, 1994 /Jerusalem, Israel. 4c.
3. Козлов И.П. Изв. вузов. Радиофизика. 1975. Т.18. N7. С. 997-1008

MATHEMATICAL MODELING OF SMALL SATELLITES ANTENNAS

I.P. Kozlov

State Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics (RIAME MAI)
4 Volokolamskoye sh., Moscow, 125810,
Fax: (095) 1580367

Mathematical modeling is apply in order to design the small spacecraft (SC) antenna systems. The system analysis theory may be used at the space program realization and the optimum one from the point of view of its technical characteristics and cost is chosen.

The problem of the provision of the outer-space radio communication consists of calculation of the radio communication line in "space - space", "spacecraft - Earth" cases and the selection of an antenna system type, it's geometry and location onboard SC with electric propulsion thruster. Concerning the radio communication line calculation the critical point is founded, in which dielectrical permeability is zero, and unified bifurcation theory is applied while electromagnetic wave propagation task in plasma was considered [1].

Mathematical modeling is made accounting for the electromagnetic antenna interaction between each other and the SC body and its overhanging parts or sharp edges at the electric propulsion thruster plasma blob [2].

The diffraction theory at two bodies with the complicate form for the spherical coordinates was developed. The wave amplitude transformation method [3] while shifting and rotating the spherical coordinate system and the iteration method was developed by the author to formulate an universal computed model for any body sizes.

The effective computer algorithms for the antenna system are developed. There are results of numerical investigations with different cases classification and generalization.

REFERENCES

1. Kozlov I.P. Padiotekhnika i elektronika, 1997, N2, Russia.
2. Kozlov I. P. Mathematic Methods of Spacecraft Antenna System Designing. 45-th Congr. of the Intern. Astronaut. Federation., Oct. 9-14, 1994/Jerusalem, Israel. 4c.
3. Kozlov I.P. Izv. vyzov, Radiofizika, 1975, T.18, Russia.

Инструментарий для исследования среды окружения космических аппаратов

В.Гусельников, О.Брагин, А.Задорожный,
А.Кочеев, Ю.Прокопьев, А.Тютин
Новосибирский государственный университет
630090, г.Новосибирск, ул.Пирогова, 2
факс 383-2-397101

Представляются методики и датчики для исследования окружения космических аппаратов, разработки НГУ апробированные на метеоракетах и высокоорбитальных КА.

Будут представлены описания летных образцов и часть датчиков в натуре.

Комплекс методик и датчиков, варианты летной аппаратуры для исследования электрического строения атмосферы и плазменного окружения высокоорбитальных КА будут предложены для использования на малых спутниках с целью определения характеристик среды их обитания.

Это ротационные и вибрационные измерители напряженности электрического поля на поверхности КА, набор сеточных зондов для исследования ионного состава окружающей Среды, фотометрические измерители концентрации аэрозолей и др.

Датчик напряженности электрического поля (ДЭП) - это вибрационное устройство в виде цилиндра длиной 70 мм и диаметром 13 мм, работающий на принципе электростатической индукции. Рабочая частота колебаний измерительного электрода составляет 100 Гц. Для выбранной геометрии датчика диапазон регистрируемых полей составляет 10В/м - 100кВ/м.

Измерение токов на поверхность КА производится датчиками типа цилиндра Фарадея двух типов:

- датчика интегрального тока (ДНТ), выполненного в виде набора соосных цилиндров, являющихся ловушками вторичных частиц. Эффективная площадь входного окна $S = 12 \text{ см} \times \text{см}$;

- датчика ионного тока (ДРТ) представляющего собой цилиндр Фарадея с экранной и потенциальной сетками. Экранная сетка соединена с корпусом, а на потенциальную подается отрицательный потенциал - 12В, "отсекающий" низкоэнергичные электроны. Эффективная площадь окна $S = 1.1 \text{ см} \times \text{см}$. Диапазон измеряемых токов для обоих типов датчиков 0.01 - 10 нА/см \times см

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕНТГЕНОВСКОЙ КАПИЛЛЯРНОЙ ОПТИКИ В КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

А.В.Волков, А.П.Невский, М.Л.Платонова

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

По заказу РКА вЦНИИМаш проводится НИР «Фасета» с целью исследования возможности создания помехоустойчивых датчиков трехосной ориентации космических аппаратов, датчика гелиомониторинга и радиационного контроля космического пространства на базе технологии рентгеновской капиллярной оптики.

Предыдущие теоретические исследования показали на принципиальную возможность создания таких датчиков. Кроме того были разработаны и созданы отдельные узлы датчиков, а именно, поликапиллярные рентгеновские коллиматоры, выпрямители, усилители, фильтры и узлы сопряжения с ЭВМ, которые готовы для общей сборки и комплексного стендового испытания.

Предварительные исследования показали, что для улучшения технических показателей, а именно, увеличения разрешения и существенного снижения веса и габаритов конструкции, требуется дальнейшее уменьшение диаметров элементарных капилляров с 10-20мкм до 1-5мкм.

В настоящее время рассматривается два варианта построения датчика:

с ионизационной камерой, когда рентгеновское излучение после прохождения поликапиллярного коллиматора, регистрируется в многоклеточной ионизационной камере;

и более перспективной системе регистрации рентгеновского излучения с помощью ПЗС. Этот путь более труден ввиду отсутствия в настоящее время рентгеновских ПЗС, хотя их разработка вполне реальна.

Переход с ПЗС требует переход к более мягкому рентгену от 2-8А к 50-100А, что увеличивает поток рентгена в 10^3 - 10^4 раз. Это позволяет создать существенно более малогабаритные датчики, что требует разработки как капилляров диаметром 1-5 мкм и ПЗС с элементами 1×1 - 5×5 мкм. Использование такого подхода позволит по мнению авторов создать датчик трехосной ориентации весом 1-2кг.

Уменьшение диаметра элементарного капилляра рентгенооптического коллиматора до 1-5мкм позволит создать датчик для гелиомониторинга с разрешением от 2 до 6 угловых секунд, что обеспечит выполнение самых высоких требований, предъявляемых к системам гелиомониторинга. При этом датчик для гелиомониторинга составит 2-10кг, что существенно меньше массы существующих рентгеновских телескопов: 50-200кг.

X-RAY CAPILLARY SYSTEM : PROSPECTS FOR USE IN SPACE INDUSTRY

A.Volkov, A.Nevskiy, M.Platonova
TsNIIMash RSA,
Pionerskaya 4, Korolev, Moscow Region, 141070, Russian Federation

An analysis of the development of onboard data systems for:

- three-axis spacecraft attitude control;
- heliomonitoring;
- radiation control in the near-earth space

has shown X-ray sensors to be created prior to the optical ones. It is caused by an essential reduction of noise in the X-ray diapason while the optical sensors are sensitive to the stray light due to the re-radiation of spacecraft and also clouds of debris, accompanying a spacecraft, to the noise due to high-power laser radiation, used for spacecraft inspection, *etc.*

The sensors based on the X-ray registration technology have no the above disadvantages. Today, theoretical studies and also experiments have been carried out to show the feasibility of X-ray sensors on the basis of X-ray capillary facet (compound) optics technology for the purposes of three-axis orientation on the Sun.

At the same time, a technology of X-ray capillary facet optics manufacturing for the purposes of heliomonitoring is under development. The technology makes X-ray pictures of the Sun available with the resolution of some seconds that provides a high reliability of prediction of solar flare events and also a high-resolution monitoring. It should be noticed that such systems designed for heliomonitoring allows to reduce overall device dimensions and weight more than in one order of magnitude in comparison with X-ray telescopes which have been currently placed on space stations.

Among the important fields for application of the systems based on the X-ray capillary optics technology, there are technologies of the near-earth space radiation monitoring and also radiation inspection of space objects.

Studies of the basic properties of sensors based on X-ray polycapillary optics have shown that they provide a low specific weight, high noise immunity, high reliability while they are relatively simple at manufacturing.

The principle of operation of a three-axis sun-orientation sensor is examined below.

As a matter of fact, the signals to control the orientation in two axes are formed due to the control of the Sun limb position in the image plane. The signals to control the orientation in the third axis are formed due to the

control of the misalignment of a current X-ray image of the Sun with a previous image recorded in a computer memory. The X-ray diapason provides registration of small movement angles, thus there is a base to obtain a high orientation accuracy in the third axis.

The tasks of heliomonitoning require a detecting system with much more number of elements (facets).

Applications in Soft and Hard X-rays

The X-ray capillary optics provides registration of hard ($E \approx 8$ KeV) and soft ($E \approx 0,1$ KeV) X-rays. It is remarkable that a solar image in hard X-rays has a number of bright spots and no small spots and/or inhomogeneities. In the soft X-ray band, images of the disc, its boundary and corona can be observed in a picture. One can observe also such details in the glow as coronal holes, loops, active areas, bright X-ray spots, dark fields, etc. Thus, the information density of a picture in the soft X-ray band is essentially higher than that in the hard X-ray with respect to the details of a picture. However, one can get a high-contrast picture in the hard X-ray band (with few details).

The following main features of glows in soft and hard X-ray bands could be noticed. The total flux of radiation in soft X-rays is in three-four orders of magnitude greater than that in hard X-rays.

There is one more specific feature. The radiation in soft X-ray is more stable in time, the intensity can fluctuate in about 10 times, while the temporary changes of radiation in hard X-rays can achieve much more significant amplitude, varying in up to 10^3 times.

It should be noted that in hard X-rays there are the points in time when the Sun has a zero radiation in this band or there are one-two spots only that is insufficient for the three-axis orientation. In soft X-rays, a solar image has a thin structure permanently, and that is required to form the signals of misalignment in case the orientation in the third axis changes.

In first versions of X-ray attitude control sensors, designed for experimental development, it was supposed to use sensors registering in hard X-ray range that was caused by the requirement of a high-contrast image availability. Ionization sensors were supposed to be used for registration of X-rays, and for the transport one could use a collimator, consisting of X-ray capillary assemblies, made of thin capillary fiber modules and focused on different segments of the Sun. As a result, the resolution of a solar image was 1' (32x32 pixels). Such value of resolution is sufficient to provide an orientation by using the hard X-rays range in which there are a few elements of radiation.

Ionization Sensors and Ionization Chambers

To register X-rays, both some ionization sensors and ionization chambers have been examined. While an ionization sensor registers the radiation from a facet module, an ionization chamber can register radiation from an assembly

of facet modules as a whole and store the location of a radiation point (spot) on the Sun. The ionization chamber is filled with highly active ionization gases, and it consists of two mutually-perpendicular systems, made of threads. The ionization of gas causes reduction of conductivity in the nearest crossing threads. Results of the data reading from wire elements allows to detect precisely the points of maximum conductivity corresponding to the points of maximum x-radiation intensity.

The chamber application allows to increase essentially the resolution of existing X-ray sensors. The number of elements in a picture of the sun could achieve the value of 100x100 pixels while the chamber sizes are not more than 300x300x80 mm. The resolution increase allows to use X-ray devices with an ionization chamber not for tasks of orientation only, but also to obtain X-ray pictures of the Sun with the resolution of up to 20" (100x100 pixels) required for the heliomonitoring tasks.

It should be noticed that the X-ray devices, based on the technology of separate ionization sensors and an ionization chamber, are heavy and have rather large overall dimensions due to design features. Some estimations have shown that such devices can reach the mass of 20... 50 kg and overall dimensions of 300x300x200 mm. In principle, the sensors of such kind are comparable to optical attitude control sensors. The elementary capillary tubes of such sensors have the average diameter of 15 μm and the length of a capillary tube of ~ 100 mm that provides the angle of view of 1' order. The described sensors were designed to use in X-rays of $\sim(2... 20)$ KeV.

Some Problems of Application in Soft X-rays

A pre-design research have shown that most of X-ray sensor characteristics can be essentially improved if a soft x-radiation ($E \approx 0,1$ KeV) range is used. As it was noticed above, the flux increases essentially in this range (in 3... 4 orders), that allows to reduce the cross-section area of a capillary assembly up to 1 sq.cm, thus reducing essentially overall dimensions and mass of the sensor. However, the shift into soft X-rays decreases ionization ability of gases that requires to take for use the sensors on CCD technology. Such systems allow to achieve a high resolution, reaching in the best samples the value of about 0,2...2" (up to $\sim 1000 \times 1000$ pixels per 1sq.mm). So, future X-ray sensors with the area of 1 sq.cm will provide a picture of the Sun, consisting of $\sim 10000 \times 10000$ pixels. To obtain such resolution a capillary assembly should consist of separate (elementary) capillary tubes, having the diameter of $\sim 1 \mu\text{m}$.

To produce a sensor for imagery of the Sun, it is necessary to supply continuous fan layout of all the capillary tubes having the field of view of 0,2...2". The total field of view of an assembly should be of 32'. The knowledge and experience gained in the field of X-ray capillary optics technology allows to solve the above problem.

Being equal and even surpassing the performances of existing X-ray telescopes, the resolution of 0,2...2" and 10000x10000-pixels imagery of the Sun meets the most strict requirements to the heliomonitoring systems. It should be emphasized that overall dimensions and mass (2...10 kg) of the sensors are in (10... 30) times lower than those of known X-ray telescopes. That is an essential advantage of X-ray sensor technology with respect to the heliomonitoring tasks.

Unlike the sensors for heliomonitoring, the systems for attitude control are not such limited with requirements to the angular resolution that allows to reduce number of pixels up to 1000 x 1000 per 1 sq.cm. It essentially reduces the number of technological problems of both capillary X-ray optics and CCD manufacture.

A computer simulation and analysis of soft X-rays passing through capillary systems have shown that the increase of the diameter of capillary tubes from 1 μm up to 5 μm increases the radiation transmission from 5.14 % up to 25.12 % that affects essentially on the quality of X-ray images.

Thus, the drastic reduction of X-radiation transmission when the diameters of capillary tubes are $\sim 1 \mu\text{m}$ can limit the further development of polycapillary X-ray optics. However, the development of capillaries of existing diameters (15... 30 μm) and, in particular, those that are under development (1... 5 μm) will allow to develop and produce advanced X-ray sensor instruments.

One of the problems of X-ray sensor technology is the lack of CCD, operating in soft X-rays. To solve the problem, either a specialized CCD or converter of X-radiation into the optical one must be developed. One of the ways of X-radiation converters development is application of special luminophor coating for CCD of optical diapason that will allow to solve the problem successfully.

On the way of X-ray sensor design there are a lot of scientific and technical problems, however, all the difficulties are not of principle and can be overcome with both the future technology improvement and relevant scientific and technical support.

Manufacturing and Technology Improvement

During the manufacturing technology improvement of an X-ray collimator, the chemical glass of the XC3 (JI-80) type (GOST 21400-75, the state standard) was selected as the best material for the design. The said glasses do not lose the properties being four times stretched, saving the geometrical sizes stable with no cracking and crystallizing.

The manufacturing method which is currently under development, will allow to produce a polycapillary coaxial straight-line assembly with the (1...5) % relative dispersion of elementary capillary diameters. A preliminary study has shown that a capillary assembly made of (1...5)- μm elementary glass capillaries is feasible. For the first time, in 1998, laboratory samples of

modular collimators with elementary capillaries of $(2 \pm 0,1)$ - μm diameters have been manufactured. An assembly of 10-mm diameter consists of 10 million elementary capillaries.

The further development of the manufacturing method supposes an increase of the precision of equipment, reduction of temperature gradients in a furnace, improvement of glass processing with the purpose to increase the surface reflectivity, in particular, by means of a strong magnetic field, improvement of the cutting of glass of polycapillary structures. Activities in these directions will provide production of the most advanced X-ray optical systems which have no analogues.

Results of Simulation of Capillary Assembly Operation

By a computer simulation of facet X-ray systems, the details of application of the capillary assembly of $(1...5)$ - μm diameter have been specified. The simulation has shown that when capillaries have diameters of $\sim 1 \mu\text{m}$ and length of 100 mm the efficiency of passing X-radiation of $E = (0,11...5)$ KeV has no significant changes — from 5,14 % up to 4,31%. At the same energy $E = 0,11$ KeV, reduction of the diameter of a capillary causes decrease of the passing X-radiation. *E.g.*, if the diameter is 5 μm the passage ratio is 25,14 %, for the 1- μm diameter the ratio is 5,14 %, i.e. the ratio decreases in 5 times. This rule leads to the conclusion that the 1- μm diameter is very close to the limit value.

The simulation has also shown that $(1...5)$ - μm diameters of elementary capillary tubes are optimum for X-ray optics, as it provides the maximum angular resolution of sensors. The further reduction of a capillary diameter causes low efficiency of capillary tubes that is insufficient for X-ray sensor applications.

To maintain a continuous operation of sensors, the registration in soft X-rays is one of the reasonable ways, as both the efficiency of X-ray optics and flux density of the solar radiation are higher than those in the hard radiation diapason, on $(20... 25)$ % and in 4 orders of magnitude, respectively.

Overview

So, a shift into a soft X-ray band provides reduction of the sizes of a sensor, use of ultra thin capillary tubes and considerable improvement of the resolution of mapping sensors. Thus, just in the near future an improvement of a picture of the Sun will be available from 300×300 pixels up to 3000×3000 pixels while sensor masses will be $(2...10)$ kg.

The new X-ray sensors, submitted in the paper, can be used in space industry for the purposes of solar attitude control, X-ray monitoring of the Sun, and also for the radiation control of the near-earth space.

A high noise-immunity is the basic feature of the sensors that gives them priority with regard to the optical ones.

Small sizes and low masses are also essential advantages of X-ray sensors.

The development of the submitted technology will allow to create key elements and special devices for small spacecraft of new generation just in the near future.

ЛЕГКИЕ ОПТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ ГОЛОГРАФИЧЕСКИХ ФИЛЬТРОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ СОЛНЦА

Адищев С.В., Канаев И.Ф, Пугачев.А.М.
Институт Автоматики и Электрoметрии СО РАН
Г.Новосибирск, Университетский проспект д.1
lab21@iae.nsk.ru

В.М. Григорьев, П.Г. Папушев, С.А.Чупраков
Институт Солнечно-Земной физики СО РАН
664 033 Иркутск, ул. Лермонтова 126
vgrig@iszf.irk.ru

Дается краткое описание принципа работы голографических узкополосных спектральных фильтров. Анализируются их преимущества для создания оптических систем, имеющих малые габариты и вес. Основными преимуществами таких фильтров при их использовании в космической аппаратуре для проведения наблюдений Солнца являются: узкая полоса пропускания и большая угловая апертура, высокая временная и температурная стабильность, возможность совмещения фокусирующих и спектральных систем и электрического управления полосой пропускания. Приводятся оптические схемы приборов разработанных в рамках проекта "Стереоскоп-2000" для измерения магнитных полей, движения вещества и получения монохроматических изображений хромосферы и короны Солнца, использующих голографические фильтры.

**Light-Weight Optical Systems Based on Holographic Filters
for Space Research of the Sun**

S.V.Adishchev, I.F.Kanaev, A.M.Pugachev
Institute of Automatics and Electrometry SD RAS
Universitetsky prospekt bldg 1, Novosibirsk, Russia

V.M.Grigoryev, P.G.Papushev, S.A.Chuprakov
Institute of Solar-Terrestrial Physics SD RAS
P.O.B. 4026, Irkutsk, 664033, Russia

The principle of operation of holographic narrow-band spectral is briefly outlined. Their merits are analyzed in terms of the development of optical systems featuring small overall dimensions and weights. The main advantages of such filters when used in space-borne equipment for acquiring solar observations are: a narrow passband and a large angular aperture, high temporal and temperature stability, alignments of the focusing and spectral systems, and the capability of electrical control of the passband. Optical systems of instruments are presented, which have been developed under the "Stereoscope-2000" project for measuring magnetic fields and mass motion. And for obtaining monochromatic image of the solar chromosphere and corona, based on using holographic filters.

Сканирующее устройство высокого пространственного разрешения "Взор" для малых космических аппаратов

М.Новиков, Ю.Гектин, Н.Акимов
РНИИ КП
111250, Москва, Авиамоторная ул., 53
Факс: (095) 273 5943

Рассматривается панхроматическое сканирующее устройство "Взор" высокого пространственного разрешения, которое по своим массогабаритным характеристикам может быть использовано на малых космических аппаратах.

Анализируются различные способы сканирования с использованием многоэлементных фотоприемников и различные способы построения оптической системы.

Показано, что минимальные массогабаритные характеристики сканирующего устройства можно реализовать при использовании зеркального трехэлементного объектива в сочетании с линейным ПЗС-фотоприемником. Съемка осуществляется покадрово с компенсацией скорости движения оси визирования аппаратуры по поверхности Земли с помощью программного разворота МКА.

При высоте полета МКА $H=650$ км сканирующее устройство "Взор" позволяет получать изображения поверхности Земли размером 22×30 км с пространственным разрешением 2 м.

The high spatial resolution scanner "Vzor" for small space crafts

M. Novikov, Y. Gektin, N. Akimov
RISDE
111250, Moscow, Aviamotornay street, 53
Fax: (095) 273 5943

This report is devoted to the high spatial resolution panchromatic scanner "Vzor", which can be used on small space crafts (SSC).

Various ways of scanning with use of multielement photoreceivers and various ways of construction of optical system are analysed.

It is shown, that the scanner minimum mass can be realised by use of the three-element mirror optical system in a combination with linear CCD. The shooting comes in a frame way with indemnification of device axis on the Earth surface movement with the help of SSC rotation.

The scanner "Vzor" allows to receive the images of the Earth surface by the size 22x30 km with the spatial resolution of about 2 m from height of SSC flight $H=650$ km.

ОПТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ МАЛОГАБАРИТНЫХ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫХ
КОСМИЧЕСКИХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ КАМЕР, ВЗАИМОУВЯЗКА
С ПЛАТФОРМОЙ, ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ

Е. Маламед, М. Сокольский

ОАО ЛОМО

194044 г. С.-Петербург, ул. Чугунная 20

Факс: (812) 542-1839, (812) 542-2264

В настоящее время во многих странах уделяют самое серьезное внимание созданию малых космических аппаратов (МКА), оснащенных оптико-электронными камерами для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). При этом решается широкий спектр задач в интересах изучения природных ресурсов, сельского хозяйства, метеорологии, картографии и многих других отраслей науки и техники. Широкое развитие получили работы, связанные с разработкой коммерческих спутников двойного назначения с высоким пространственным решением на поверхности Земли (до 1 м). При этом типичные высоты орбит лежат в пределах 500-700 км что требует установки на борту КА телескопов с диаметром главного зеркала 500-800 мм. В связи с этим, при одновременном ограничении по массо-габаритным характеристикам и стоимости разработки и изготовления предъявляются очень жесткие требования непосредственно к оптической схеме телескопа, технологии изготовления зеркал, сохранению качества телескопа в условиях действия дестабилизирующих факторов космического пространства. Решением этих проблем многие годы занимаются специалисты ОАО "ЛОМО".

В качестве оптических систем объективов космических телескопов (КТ) мы рассматривали системы следующих типов: линзовые, зеркально-линзовые осевые с центральным экраном и зеркально-линзовые внеосевые без центрального экрана. Сравнительный анализ показывает, что достоинством линзовых объективов является возможность получения больших угловых полей, а основным их недостатком является невозможность изготовления высококачественных объективов большого диаметра, так как при увеличении диаметров объективов

резко возрастают их масса и сложность разработки и изготовления. Поэтому для линзовых объективов мы ограничиваемся диаметрами порядка 250-300 мм. Внеосевые зеркальные системы также имеют большое поле зрения и могут иметь достаточно большой диаметр зрачка объектива. Однако, они отличаются высокой расстраиваемостью и высокой чувствительностью к влиянию эксплуатационных воздействий. Таким образом, в них трудно получить среднее квадратическое отклонение (СКО) волнового фронта лучше, чем $(0,20+0,25)\lambda$, где λ - средняя длина волны рабочего спектрального диапазона. Поэтому в ОАО "ЛОМО" основное внимание уделяется осевым зеркально-линзовым системам с центральным экраном.

В данном докладе представлен один из возможных вариантов оптимизации оптической схемы космического зеркально-линзового телескопа и его конструкции, устанавливаемого как на МКА, так и на большие платформы при решении наукоёмких и амбициозных задач.

Опыт космических ОЗК показал, что выбор оптической схемы является одним из важных и достаточно сложных этапов создания КТ для ОЗК. С одной стороны оптическая схема должна обеспечить форсированные оптические параметры, а с другой - малые габаритно-массовые характеристики и технологические возможности ее реализации.

К оптическим параметрам относятся: D - диаметр входного зрачка, обычно диаметр главного зеркала телескопа $D_{г.з.}$, эквивалентное фокусное расстояние - $f'_{экв}$, угловое поле - 2ω ; кроме того, оптическая система характеризуется габаритными размерами, технологичностью изготовления, возможностью обеспечения многофункциональной работы и т.д.

D и $f'_{экв}$ определяются из требований к ОЗК по линейному разрешению L_M на местности:

$$L_M = \frac{H}{f'_{экв}} \cdot \frac{1}{V_{np}} \quad (I)$$

где V_{np} - предельно разрешаемая ОЭК частота трехшпальной миры в плоскости изображения КТ, H - высота орбиты. Значение V_{np} определяется из выражения для отношения сигнала (c) к шуму ($ш$) оптико-электронной системы (ОЭС):

$$\left(\frac{c}{ш}\right)_{OEC} \geq \psi(\rho) \sqrt{\frac{S_{ЭЛ}}{S_{шп}}}, \quad (2)$$

где $\psi(\rho)$ - отношение сигнал/шум зрительной системы ($\psi(\rho) = 4$ с вероятностью 0,8); $S_{ЭЛ}$ - площадь элемента приемника, $S_{шп}$ - площадь шпалы трехшпальной миры: Сигнал C равен

$$C = 2K_c \left(\frac{D_{г.з}}{2f'_{э.кв}}\right)^2 (1-\varepsilon^2) t_n T_{\Sigma}(\nu), \quad (3)$$

где K_c - контраст объекта, ε - значение центрального экранирования, t_n - время накопления сигнала, $T_{\Sigma}(\nu)$ - суммарная частотно-контрастная характеристика ОЭС.

Из формул (1+3) видно, что для наилучшего разрешения следует стремиться к увеличению $f'_{э.кв}$, и соответственно D . Поэтому при $D=600+1000$ мм $f'_{э.кв}$ может составлять - 6000-15000 мм.

Угловое поле (2ω) обеспечивает требуемую информативность ОЭК, при этом линейный размер приемника $2y' = f'_{э.кв} \cdot \operatorname{tg} 2\omega$.

Габариты оптической системы во многом определяют габаритно-массовые характеристики ОЭКа, зависящие от диаметра главного зеркала (ГЗ) - $D_{Г.з.} = D$, длины t - расстояния - от вершины вторичного зеркала (ВЗ) до плоскости приемника, и системы бленд для защиты фокальной плоскости от посторонних засветок.

Оптическая система должна обеспечить практическую реализацию ОЭК, быть достаточно технологичной в процессе изготовления и надежной в условиях эксплуатации.

Исходя из вышесказанного, рассмотрим принципы построения оптической системы.

Принципиальная классическая оптическая схема (ОС) КТ показана на рис. I и состоит из ГЗ - 1, ВЗ - 2, корректора полевых аберраций - 3, светозащитных бленд. Такая конструкция ОС достаточно длинная. Значение $t \geq 0,2 \div 0,25 f'_{\text{экр}} \approx (2,5 \div 3) D_{\text{ГЗ}}$. Большие габариты усугубляются наличием бленды, длина которой может быть более $0,1 f'_{\text{экр}}$.

Известны оптические схемы (рис. 2) с промежуточным изображением, даваемым зеркальной системой (ЗС): ГЗ и ВЗ, позволяющие исключить входную бленду - 4 (рис. I) и тем самым уменьшить длину системы.

Остановимся на этой конструкции ОС и рассмотрим ее подробнее.

Обозначим: $f'_{\text{З.С}}$ - фокусное расстояние зеркальной системы ГЗ, ВЗ, β - линейное увеличение корректора - 3 полевых аберраций (ПК).

Тогда

$$f'_{\text{экр}} = f'_{\text{З.С}} \beta. \quad (4)$$

Линейный размер ($2y'_{\text{З.С}}$) изображения в фокальной плоскости ЗС равен

$$2y'_{\text{З.С}} = f'_{\text{З.С}} \operatorname{tg} 2\omega = \frac{f'_{\text{экр}}}{\beta} \operatorname{tg} 2\omega. \quad (5)$$

Центральное экранирование ε ОС определяется отношением

$$\varepsilon = \frac{D_{\text{В.З.}}}{D_{\text{Г.З.}}}, \text{ где } D_{\text{В.З.}} - \text{ диаметр вторичного зеркала.}$$

Тогда, наибольшее угловое поле можно определить из условия:

$$\varepsilon \geq \frac{2y'_{\text{З.С}}}{D_{\text{Г.З.}}} = \frac{f'_{\text{экр}} \operatorname{tg} 2\omega}{D_{\text{Г.З.}} \beta},$$

откуда находим:

$$\operatorname{tg} 2\omega \leq \frac{\varepsilon \cdot \beta \cdot D_{\text{Г.З.}}}{f'_{\text{экр}}}. \quad (6)$$

Для сравнения покажем, что в ОС, построенной по схеме, показанной на рис. I, полагая что плоскость изображения находится

вблизи Π , угловое поле определяется из условия

$$\tan 2\omega \leq \frac{\varepsilon \cdot D_{г.з}}{f'_{э.к.}} \quad (7)$$

Из формул (6), (7) видно, что в схеме с промежуточным изображением угловое поле можно увеличить в β раз.

Таким образом, ОС с промежуточным изображением с проекционным корректором (ПК) полевых aberrаций обладает двумя существенными достоинствами: исключает необходимость введения светозащитной пленки и позволяет увеличить угловое поле в β раз.

Рассмотрим пути построения ОС с проекционным корректором полевых aberrаций. ОС телескопа разделим на две части: зеркальную, состоящую из ГЗ и ВЗ, и ПК.

Возможности зеркальной системы (ЗС) в части коррекции aberrаций ограничены. Если поверхности ГЗ и ВЗ - асферические с эксцентриситетами e_1 и e_2 , то возможно исправление двух aberrаций, например, сферической и комы; астигматизм не исправляется.

Положим, что фокальная плоскость ЗС совпадает с вершиной ГЗ. Тогда конструкция двухзеркальной системы зависит только от одного параметра - расстояния d_p между вершинами двух зеркал [1].

Примем фокусное расстояние ЗС за 1. Тогда нормированные оптические силы зеркал и расстояние между вершинами зеркал равны

$$\varphi_{Г.з} = \frac{1}{d} - 1; \quad \varphi_{В.з} = \frac{2d-1}{d^2}; \quad \varepsilon = d; \quad d = \frac{d_p}{f'_{з.с}}$$

Кривизна изображения характеризуется коэффициентом Зейделя S_{IV} и зависит только от оптических сил:

$$S_{IV} = -\varphi_{Г.з} - \varphi_{В.з} = 1 - \frac{3}{d} + \frac{1}{d^2}.$$

Центральное экранирование $\varepsilon = d$ не должно превышать значения 0,3, т.к. с его увеличением резко падает контраст на средних частотах, близких по своему значению к частоте Найквиста.

Тогда, при $d = 0,3$ $S_{IV} = 2,11$ и кривизна изображения не исправляется.

Таким образом, ПК при заданном значении увеличения β должен компенсировать астигматизм и кривизну ЗС, т.е. астигматизм и кривизна изображения ПК должны быть равны по величине и обратны по знаку aberrациям ЗС, а остальные aberrации ПК - исправлены.

Остановимся на длине ЗС. Длина ЗС определяется воздушным промежутком d_p .

Обозначим

$$K_1 = \frac{f'_{3.c}}{D_{г.з}} ; \quad K_2 = \frac{f'_{г.з}}{D_{г.з}}$$

Тогда

$$d_p = d \cdot K_1 D_{г.з} = \varepsilon \cdot K_1 D_{г.з} \quad (8)$$

Относительное отверстие ГЗ (коэффициент K_2) связано с относительным отверстием ЗС (коэффициент K_1) соотношением

$$K_2 = \frac{K_1}{\gamma_{г.з}}$$

Отсюда видно, что уменьшение коэффициента K_1 , а следовательно, и d_p ограничено относительным отверстием ГЗ. Например, при $\varepsilon = d = 0,30$, $\gamma_{г.з} = 2,33$; принимая $K_2 = \frac{f'_{г.з}}{D_{г.з}} = 2$, находим $K_1 = 4,66$ и $d_p = 0,3 \cdot 4,66 D_{г.з} = 1,4 D_{г.з}$, т.е. длина ЗС равна 1,4 диаметра ГЗ.

Значение коэффициента K_2 определяется двумя факторами.

1. Трудоемкостью изготовления, которая характеризуется величиной δ - отклонением асферической поверхности от сферической

$$\delta = \varepsilon^2 D_{г.з} / 1024 K_2^3$$

Например, при $\varepsilon^2 \approx 1$, $D_{г.з} = 600$ мм, $K_2 = 2$ находим $\delta = 80$ мкм.

При столь больших значениях δ трудоемкость изготовления крайне высока, кроме того резко возрастают требования к компенсационной схеме контроля, возникают серьезные трудности в получении требуемого уравнения формы поверхности.

2. Ужесточением требований к точности установки ВЗ в телескопе. Смещение ВЗ перпендикулярно оптической оси и его наклоны вызывают децентрированные aberrации по всему полю изображения. Так волновая aberrация децентрированной комы пропорциональна K_2^3 , астигматизма - K_2^2 .

Поэтому, например, при переходе от значений $K_2=3$ к $K_2=2$ требования к точности установки ВЗ ужесточаются более чем в 3 раза.

Поэтому при выборе относительного отверстия ТЗ следует учитывать все эти факторы.

Вторая часть ОС телескопа - проекционный корректор (ПК) полевых aberrаций.

Рассмотрим принципиальные оптические схемы ПК.

I. ПК - однозеркальное асферическое зеркало (рис.3)

Оптическая схема предложена и исследована Коршем [2].

Смещенное с оптической оси (А) изображение, даваемое ЗС, переносится ПК с увеличением $A-(\cdot)A'$. Эксцентриситет e_3 третьего зеркала является дополнительным aberrационным параметром, позволяющим исправить астигматизм ЗС, а подбором его оптической силы $-Y_3$ можно устранить кривизну изображения, при этом должно выполняться условие

$$Y_3 = Y_1 + Y_2.$$

Таким образом, с aberrационной точки зрения такое построение ПК удачно, т.к. обеспечивается хорошее качество изображения по всему полю. Установкой дополнительных плоских зеркал (не показанных на рис.3) можно уменьшить длину ОС. Однако такой ПК обладает несколькими принципиальными недостатками:

- Требование исправления кривизны изображения ограничивает широкие возможности варьирования увеличением

- Крайне жесткие, трудно реализуемые на практике требования к точности значения эксцентриситета e_3 . Допустимое отклонение составляет менее $0,1 - 0,2\%$, что требует создания уникальных стендов контроля зеркала.

- Большие габариты зеркала, световой размер зеркала при больших угловых полях 2ω составляет величину более 0,5 размера ГЗ.

Указанные недостатки не позволяют создать малогабаритную, многофункциональную, технологичную ОС телескопа.

2. ПК - линзовая система ^(рис. 4). Теоретически линзовая система решает задачу ПК. Она состоит из коллектива (3), установленного вблизи промежуточного изображения, даваемого ЭС, и линзовой проекционной системы (4). Однако конструкция линзовой оптической системы достаточно сложна.

Нами предложены и разработаны малогабаритные оптические схемы ПК.

Принципиальная оптическая схема показана на рис. 5.

ПК - зеркально-линзовая система, состоящая из коллектива - 4, установленного вблизи фокальной плоскости ЭС, и проекционного зеркально-линзового компонента - 3, состоящего из сферического зеркала и установленного перед ним линзового узла. Такие системы называются медиальными и в качестве корректоров aberrаций обычно не использовались.

Смещенное с оптической оси промежуточное изображение - А переносится в плоскость приемника - А' с увеличением β .

Преимуществами такой конструкции ПК являются следующие:

I. Высокие aberrационные возможности. ПК обеспечивает качество изображения телескопа, близкое к дифракционному в большом диапазоне угловых полей.

2. Малые габариты. Применение коллектива 4, проектирующего входной зрачок ОС вблизи сферического зеркала ПК, позволяет уменьшить его световой диаметр до размеров менее $0,2D_{г.з.}$

3. Высокая технологичность. ПК - состоит из оптических деталей со сферическими поверхностями с традиционными требованиями к точности изготовления.

4. Широкий интервал увеличений β , реализуемых данной конструкцией.

5. Возможность создания ОС для решения многофункциональных задач. Такими задачами являются:

- Высокодетальная (высокоразрешающая) съемка. Как видно из формул (1-3) здесь требуется ОС с наибольшим значением эквивалента фокусного расстояния, т.е.

$$f'_{экв} = f'_{з.с} \beta_{max},$$

где β_{max} - наибольшее значение увеличения ПК.

ПК проектирует часть промежуточного изображения, даваемого ЗС в плоскости высокоразрешающего приемника.

- Обзорная съемка. Здесь необходимо все промежуточное изображение ЗС перепроектировать в плоскость низкоразрешающего приемника с увеличением β_{min} . Эквивалентное фокусное расстояние равно

$$f'_{экв} = f'_{з.с} \beta_{min}.$$

- Цветная съемка. Здесь ОС строит изображение объекта в синей, зеленой и красной областях спектра одновременно. Для этого в оптическую схему ПК вводится цветоделительный призмный блок, аналогичный блокам, применяемым в системах цветного телевидения. Увеличение ПК может быть в интервале

$$\beta_{min} \leq \beta \leq \beta_{max}.$$

Для реализации многофункциональной системы устанавливаются несколько ПК, каждый из которых проектирует отдельную зону промежуточного изображения на свой приемник.

Принципиальная схема такой системы показана на рис.6.

На рис.6 зона А ПК - 4, 3 проектируется на приемник А', а зона В ПК - 4', 3' - на приемник В'.

В качестве примера на рис.7 показана конкретная реализация.

На рис.7:

I - I3, 2 - B3, 3,4 - двухлинзовый коллектив, 5,6, 10,11 - плоские зеркала, 7,8 - двухлинзовый проекционный компонент, на поверхность линзы 8 нанесено зеркальное покрытие - 9; I2 - приемник ПЗС-линейка. Все оптические элементы, за исключением B3, устанавливаются на платформе I3.

Телескоп имеет следующие оптические параметры: $f' = 6200$ мм;
 $2\omega = 1^\circ$; $D_{г.з.} = 600$ мм; $D_{в.з.} = 176$ мм, $d_p = 750$ мм, $\varepsilon = 0,30$.

Промежуточное изображение, даваемое ЗС, расположено между линзами коллектива и для удобства компоновки смещено от вершины I3. В плоскость ПЗС приемника проектируется зона промежуточного изображения, смещенная также с оси на 43 мм. Для исправления хроматизма положения и увеличения - коллектив двухлинзовый, имеет увеличение, близкое к единице, а линзы выполнены из кронового и флинтавого материала. Двухлинзовый проекционный компонент 7, 8 проектирует промежуточное изображение с $\beta = 2$ и компенсирует полевые aberrации ЗС - астигматизм и кривизну изображения. Обе линзы компонента выполнены из одного материала - К8, а сферическое зеркало совмещено с ^{зеркальной} поверхностью линзы 8. Плоские зеркала 5,6,10,11 позволяют скомпоновать оптический канал на общей единой платформе I3.

В результате в широком спектральном интервале 0,5-0,8 мкм в плоскости изображения по всему полю следующие значения ФПМ:

Частота ν $\frac{\text{ЛИН}}{\text{ММ}}$	20	30	40	50	60
T ()	0,76	0,65	0,53	0,44	0,37

Полученные значения незначительно отличаются от идеальной безаберрационной системы. Для формирования второго канала можно вторым проекционным компонентом (не показанным на рис. 7) проектировать другую зону промежуточного изображения, например, симметричную первой, в плоскость приемника с соответствующим увеличением. Для удобства компоновки этот канал может быть расположен перпендикулярно первому.

Совместно с НПО Машиностроения рассмотрены два варианта размещения ОЭК на МКА (рис. 8):

1. Размещение ОЭК под обтекателем МКА в стартовом (на участке выведения на орбиту) и рабочем положении (на орбите) с расположением визирной оси ОЭК перпендикулярно продольной оси МКА (вариант 1)

2. Размещение ОЭК под обтекателем в стартовом положении (на участке выведения на орбиту) с расположением визирной оси ОЭК вдоль продольной оси МКА и последующим переводом ее в рабочее положение (после выведения на орбиту) путем разворота ОЭК по тангажу на угол 90° . (вариант 2).

Наведение ОЭК на заданные объекты съемки в широкой полосе обзора (до $\pm 45^\circ$ по крену), а также получение стереоснимков (разворота по тангажу до $\pm 30^\circ$) могут быть обеспечены как за счет установки ОЭК в специальное поворотное устройство, так и за счет разворотов всего МКА.

При этом обеспечиваются следующие точностные и динамические

характеристики системы:

- угловые скорости разворотов ОЭК (по углам крена и тангажа) - до 4° /сек.
- точности разворотов и стабилизации:
 - а) по ориентации: $\pm 3 - 5$ угл. мин. (по курсу)
 $\pm 5 - 7$ угл. мин. (по крену и тангажу)
 - б) по стабилизации: $\pm 1 - 2$ угл. мин. (по всем осям)
 - в) остаточные угловые скорости стабилизации - не более
 $0,001$ угл. град/сек

Конструкция платформы МКА обеспечивает требуемую жесткость и стабильность углового положения ОЭК относительно приборов СУД МКА (гироплатформы, ЗД, ИКВ и др.)

Система терморегулирования МКА обеспечивает температуру посадочного места оптико-механического блока ОЭК в диапазоне от минус 10°C до $+40^{\circ}\text{C}$. Более жесткие температурные режимы блоков ОЭК (зеркал, объектива, фотоприемных устройств и др.) обеспечиваются автономными устройствами термостатирования самой ОЭК. Для улучшения теплового режима работы ОЭК на ней устанавливается крышка-бленда, открываемая на время работы (съемки) ОЭК.

Основные технические характеристики ОЭК с панхроматическим и мультиспектральными каналами приведены в таблице I.

Список литературы

1. Г.Г.Слюсарев. Расчет оптических систем, 1975. Маш.

Ленинград.

2. D. Korsch. Anastigmatic three-mirror telescope.
Appl. Opt. 1977, № 18, p. 2074-2077.

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОЭЖ
С ПАХРОМАТИЧЕСКИМ И МУЛЬТИСПЕКТРАЛЬНЫМИ КАНАЛАМИ

Таблица 1

Тип параметра	Наименование параметра (характеристики)	Канал системы				
		ПК 0,5-0,8	МК			
			0,45-0,52	0,52-0,60	0,63-0,69	0,76-0,90
Оптические	Фокусное расстояние, м	6	3,8	3,8	3,8	3,8
	Диаметр зрачка, м	0,60	0,60	0,60	0,60	0,60
	Коэффициент центрального экранирования	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30
	Угловое поле, град	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0
Фотоприемника	Пиксел, мкм	9	22	22	22	22
	Экспозиция насыщения, мкДж/м ²	670	670	670	670	670
	Квантовая эффективность	0,35	0,40	0,40	0,40	0,40
	Собственный шум, е	65	25	25	25	25
Выходные характеристики	Проекция пиксела на Землю, м	1,0	4,0	4,0	4,0	4,0
	Ширина полосы захвата, км	12	12	12	12	12
	ФПМ системы на частоте Найквиста, %	15	33	33	30	20
	Отношение сигнала к шуму, не менее	145	315	385	370	415
	Масса, кг			200		
	Энергопотребление, Вт			550		

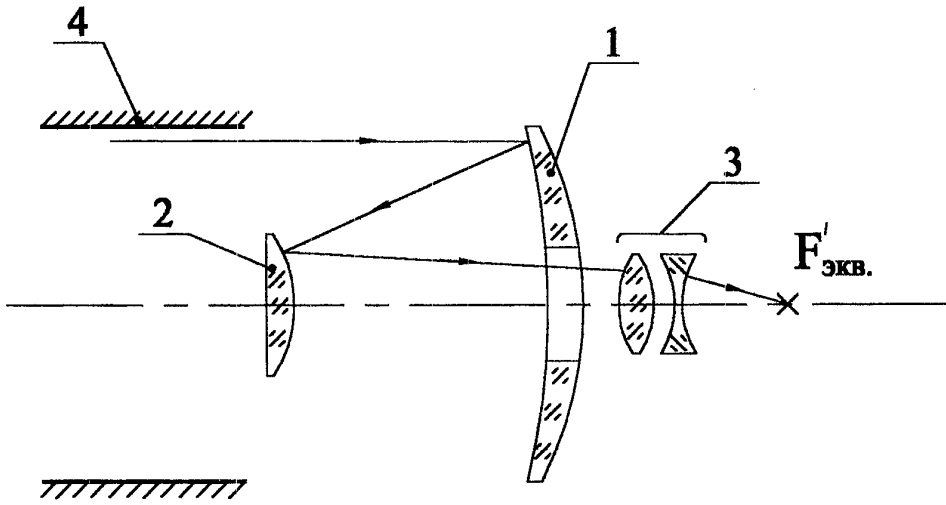


Рис.1

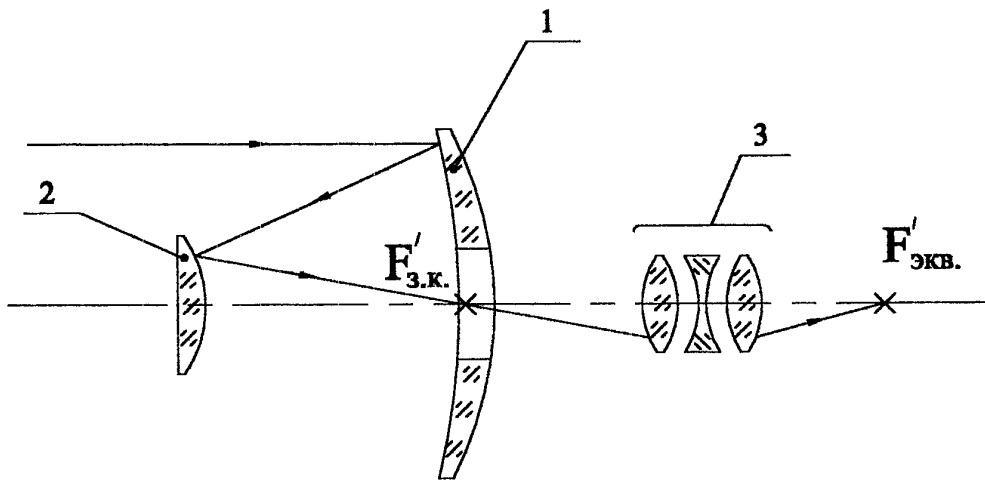


Рис.2

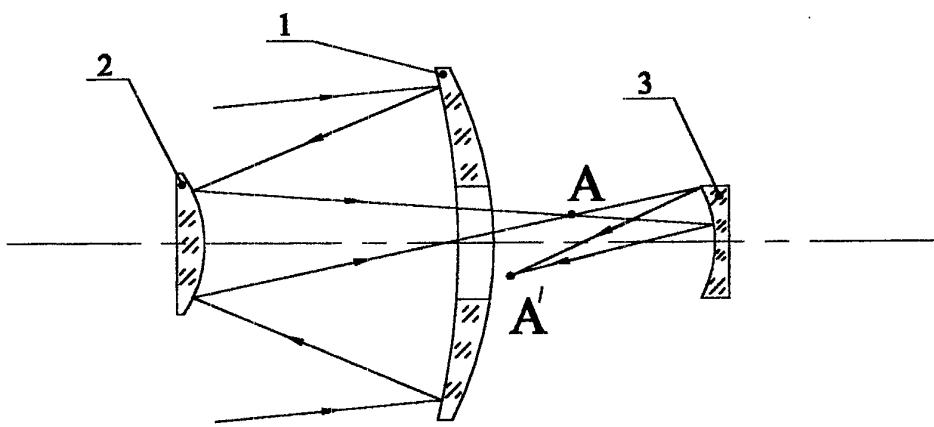


Рис.3

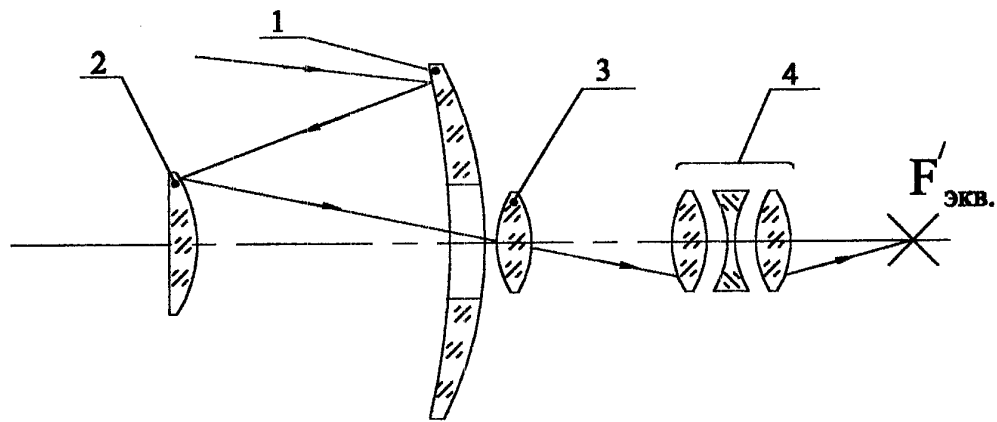


Рис.4

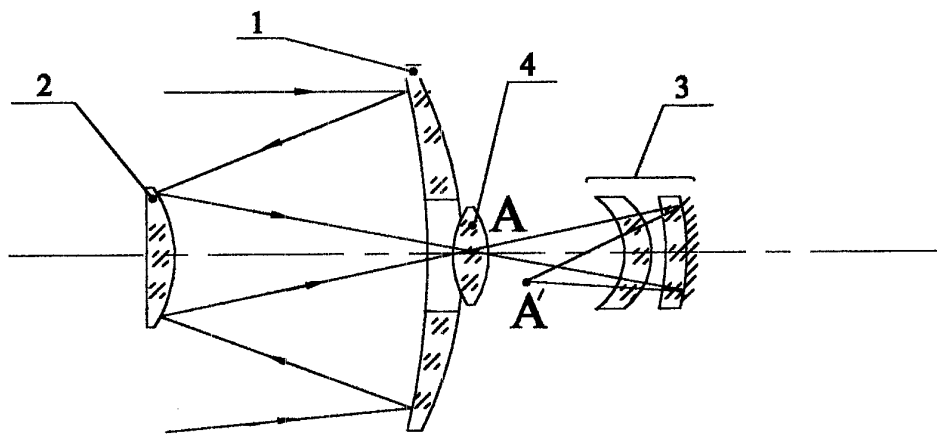


Рис.5

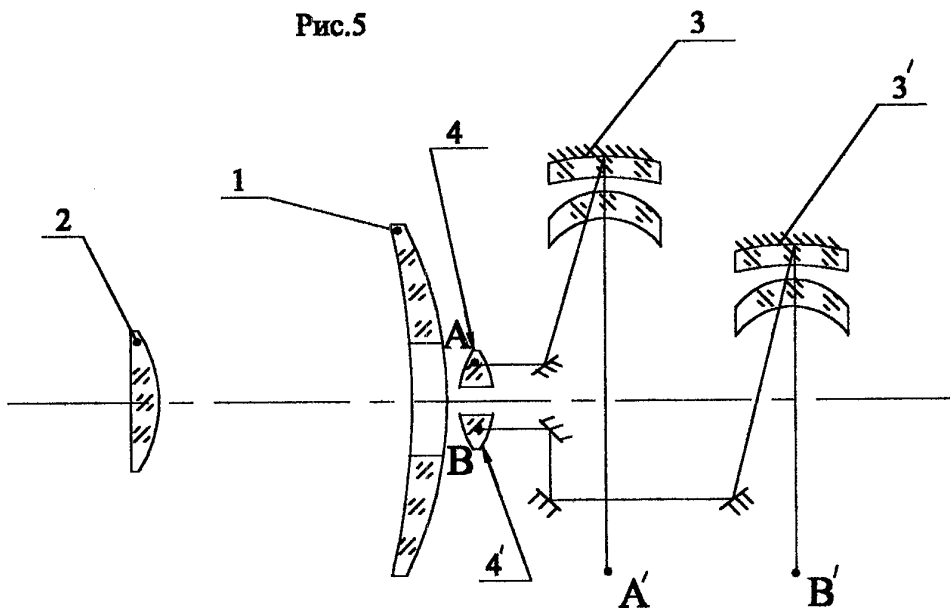


Рис.6

Компоновка оптического модуля

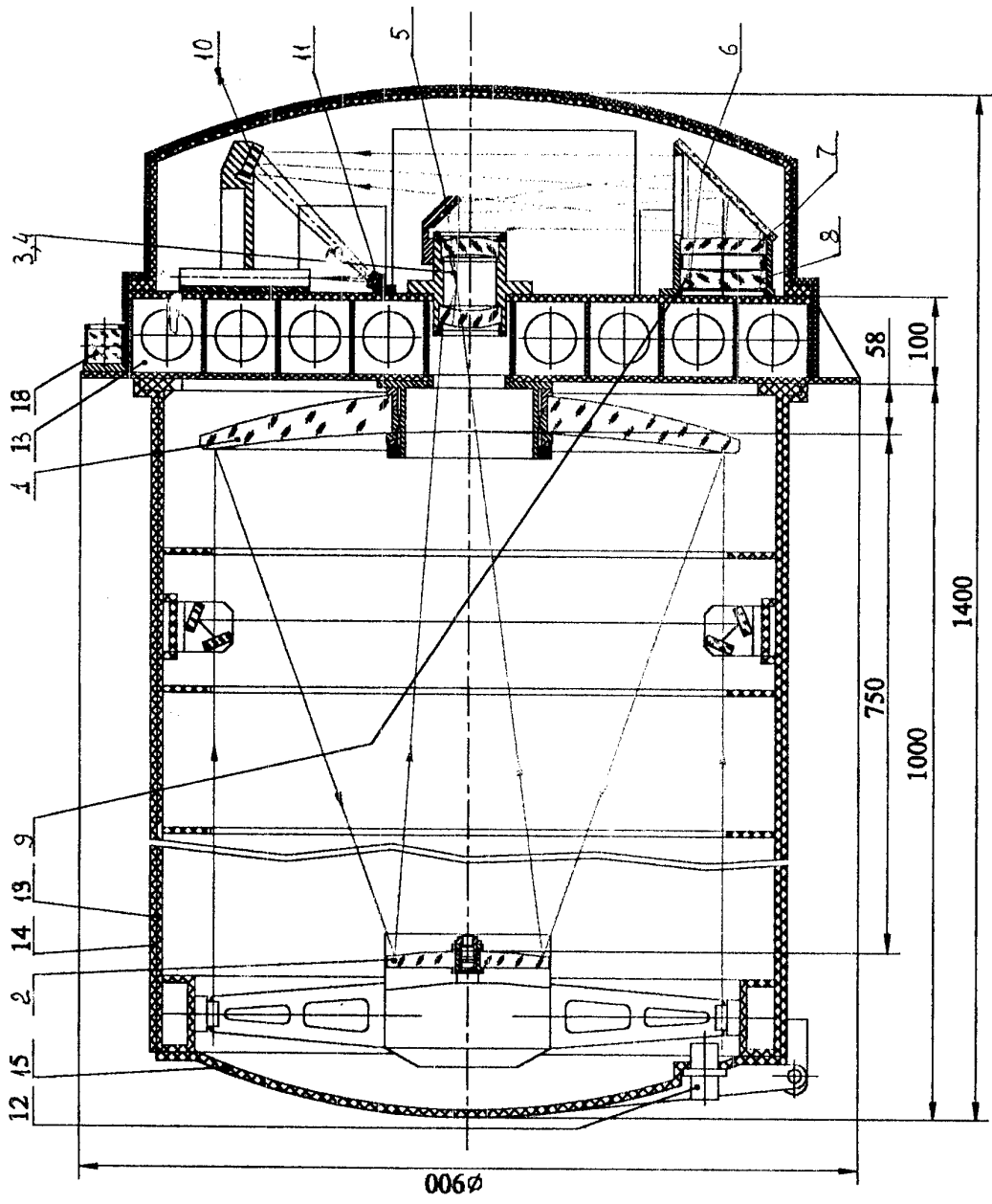


Рис. 7

МШП. 1. 24

OPTICAL SYSTEMS FOR SMALL-SIZE, MULTI-FUNCTIONAL
SPACE-BASED ELECTRO-OPTICAL CAMERAS, INTERRELATION
WITH THE PLATFORM, BASIC PARAMETERS

Ye.R. Malamed
, Chief designer
M.N. Sokolsky,
Optical Department Head,
LOMO Open-Type Stock Company
20 Chugunnaya Str., St. Petersburg 194044
Fax: (812) 542-1839

Currently, many countries pay much attention to creation of small spacecraft (SSC) equipped with electro-optical cameras for the Earth remote sensing (ERS). Such spacecraft are intended for a wide range of applications in the interests of study of natural resources, agriculture, meteorology, cartography and many other branches of science and technology. Commercial dual-purpose satellites that produce high-resolution images of the Earth surface (up to 1 m) are being developed in a number of countries. Typically, orbit altitudes lie within a range of 500-700 km which requires mounting telescopes with the main mirror diameter of 500-800 mm on board the spacecraft. Because of this constraint, with simultaneous constraints on mass, dimensions, cost of development and manufacture, very hard requirements are formulated to the telescope optical system, mirror manufacturing technology, preservation of telescope quality under conditions of destabilizing factors of space environment. LOMO OTSC specialist have been for many years solving such problems.

We have considered systems of the following types as space telescope (ST) lens optical systems: lens-type systems, mirror-lens axial systems with a central screen and mirror-lens off-axis systems without a central screen. Comparison has shown that advantage of lens-type systems is a possibility of obtaining big angular fields while their main drawback is impossibility of manufacturing big-diameter high quality lenses because with increase of lens diameter, their mass and difficulties in development and manufacture rise sharply. That is why, as concerns lens systems, we restrict ourselves to diameters of the order of 250-300 mm. Off-axis mirror systems also have a big field of view and can have a big enough diameter of the lens pupil. However, they are liable to lose alignment and are very sensitive to operational environment. Therefore, it is difficult to get root mean square (RMS) deviation of the wave front better than $(0.20 + 0.25)\lambda$ where λ is a mean wave length of the working spectral band. That is why LOMO OTSC pays main attention to axial mirror-lens systems with a central screen.

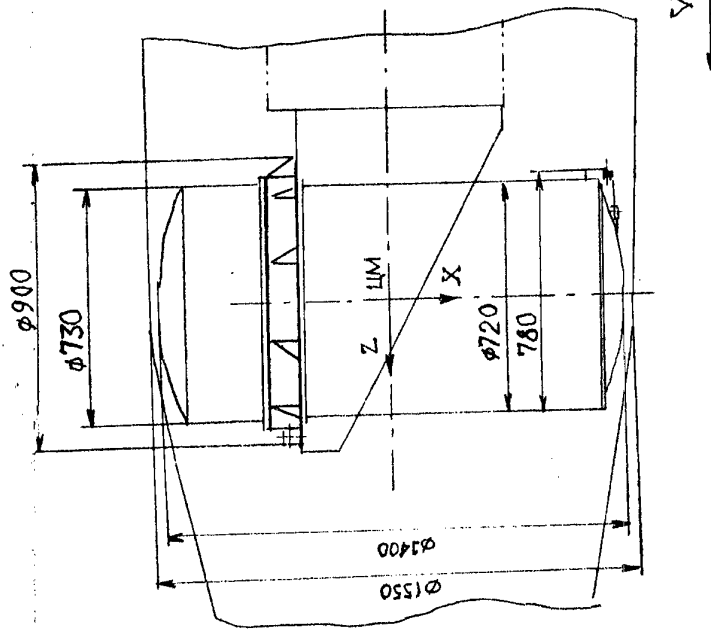
This paper presents one of possible variants for optimization of an optical scheme of a space mirror-lens telescope and its design mounted both on SSC and on big platforms for science-intensive and ambitious applications.

Experience in development of EOC has shown that selection of an optical scheme is an important and rather complicated phase in creation of ST for EOC. On the one hand, the optical scheme must ensure very high optical parameters, on the other hand, it should have small mass and dimensions as well as technological (manufacturing) possibility of its realization.

Optical parameters include: diameter of the inlet pupil D , typically diameter of the telescope main mirror $D_{m.m.}$, equivalent focal distance f_{equiv} , angular field 2ω ; beside that, an optical system is characterized by dimensions, adaptability to manufacture, capability to ensure multi-mode operation, etc.

УСТАНОВКА ОЗК НА КА

Вариант I



Вариант 2

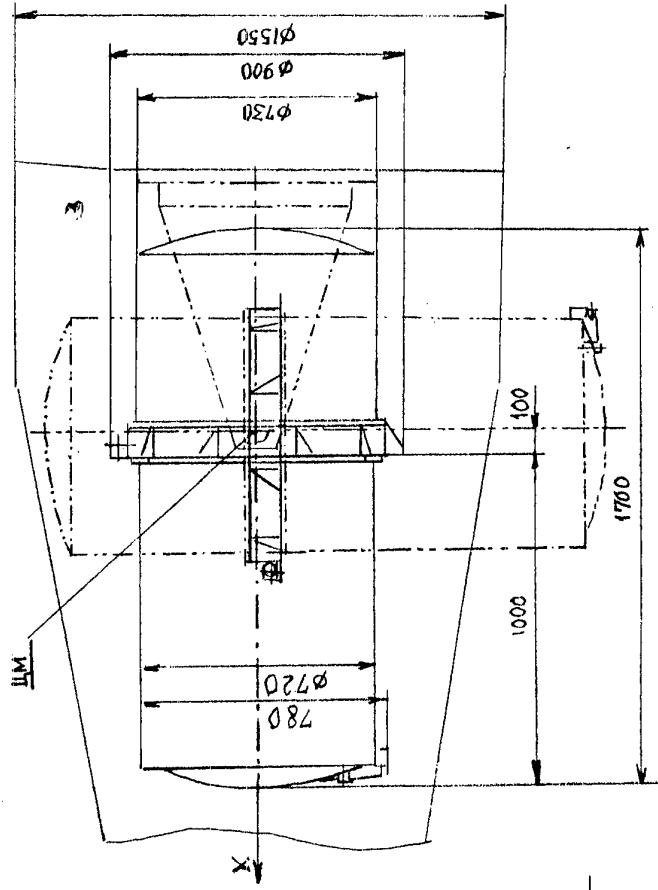


Рис. 8

D and f'_{equiv} are determined from requirements to EOC in terms of linear resolution on the terrain L_t :

$$L_t = \frac{H}{f'_{eq}} \cdot \frac{1}{v_{\phi\psi}} \quad (1)$$

where $v_{\phi\psi}$ is maximum allowable by EOC frequency of three-bar test object in the ST image plane, H is orbit altitude. The value of $v_{\phi\psi}$ is determined from the expression for the electro-optical system signal (S)-to- noise (N) ratio:

$$\left(\frac{S}{N}\right)_{EOC} \geq \Psi(\rho) \sqrt{\frac{S_{el}}{S_{bar}}} \quad (2)$$

where $\Psi(\rho)$ is a signal-to-noise ratio of the visual system ($\Psi(\rho) = 4$ with probability of 0.8), S_{el} is receiver element area, S_{bar} is three-bar test object bar area: Signal S is equal to

$$S = 2K_t \left(\frac{D_{MM}}{2f'_{eq}}\right)^2 (1 - \epsilon^2) \cdot t_a \cdot T_{\Sigma}(\nu) \quad (3)$$

where K_t is object contrast, ϵ is the value of central screening, t_a is signal accumulation time, $T_{\Sigma}(\nu)$ is a total EOC frequency-contrast characteristics.

It follows from formulas (1-3) that in order to get the best resolution, it is reasonable to try to increase f'_{equiv} and, respectively, D . That is why with $D = 600 \div 1,000$ mm, f'_{equiv} can be 6,000 - 15,000 mm.

The angular field (2ω) provides required EOC information content; with that, the receiver linear dimension is $2y' = f'_{equiv} \cdot \text{tg}2\omega$.

Optical system dimensions determine to a great extent EOC dimensions and mass that depend on main mirror (MM) diameter - D_{MM} , = D , length l , i.e. distance from the top of the secondary mirror (SM) to the receiver plane, and a system of lens hoods to protect the focal plane against foreign illumination.

The optical system must provide practical realization of EOC, be sufficiently adapted to manufacture and reliable in operation.

Based upon the above assumptions, let us discuss principles of the optical system building.

A basic classical optical scheme (OS) of ST is shown in Fig. 1 and it consists of MM 1, SM 2, field aberrations corrector 3, lens hoods 4. Such OS design is relatively long. The value $l \geq (0,2 \div 0,25) f'_{equiv} \approx (2,5 \div 3) D_{mm}$. The lens hood adds to big dimensions, its length can be more than $0,1 f'_{equiv}$.

There exist optical schemes (Fig. 2) with an interim image produced by the mirror system (MS): MM and SM that allow to exclude the input hood 4 (Fig. 1) and thus reduce the system length.

Let us discuss this OS design in more detail.

Let us define focal distance of the mirror system 1-2 as f'_{ms} , linear magnification of the field aberrations corrector (PC) 3 as β .

Then

$$f'_{eq} = f'_{ms} \cdot \beta \quad (4)$$

The linear size ($2y'_{MS}$) of the image in the OS focal plane is equal to

$$2y'_{MS} = f'_{MS} \cdot \operatorname{tg} 2\omega = \frac{f'_{eq}}{\beta} \cdot \operatorname{tg} 2\omega \quad (5)$$

OS central screening ε is defined by a ratio $\varepsilon = \frac{D_{SM}}{D_{MM}}$,

where D_{SM} is the secondary mirror diameter.

Then, the biggest angular field can be determined from the condition

wherefrom we find:

$$\varepsilon \geq \frac{2y'_{MS}}{D_{MM}} = \frac{f'_{eq} \cdot \operatorname{tg} 2\omega}{D_{MM} \cdot \beta}$$

$$\operatorname{tg} 2\omega \leq \frac{\varepsilon \cdot \beta \cdot D_{MM}}{f'_{eq}} \quad (6)$$

For comparison, let us show that on OS built according to the scheme shown in Fig. 1 under an assumption that the image plane is close to MM, the angular field is determined from the condition

$$\operatorname{tg} 2\omega \leq \frac{\varepsilon \cdot D_{MM}}{f'_{eq}} \quad (7)$$

It follows from the formulas (6), (7) that in the scheme with an interim image, the angular field can be increased by β times.

Thus, OS with an interim image and with a field aberrations projection corrector (PC) has two advantages: there is no need in a lens hood and the angular field can be increased by β times.

Let us discuss ways of building OS with a field aberrations projection corrector. Let us divide the telescope OS into two parts: a mirror part consisting of MM and SM, and PC.

Capabilities of the mirror system (MS) with respect to aberrations correction are limited. If MM and SM surfaces are aspherical with eccentricities h_1 and h_2 , it is possible to correct two aberrations, e.g. spherical aberration and coma; astigmatism cannot be corrected.

Let us assume that the MS focal plane coincides with MM top. Then, the design of the two-mirror system depends only on one parameter: distance d_p between tops of the two mirrors [1].

Let us take the MS focal distance as 1. Then normalized mirror focal powers and distance between mirror tops are equal to

$$\varphi_{MM} = \frac{1}{d} - 1; \quad \varphi_{SM} = \frac{2d-1}{d^2}; \quad \varepsilon = d; \quad d = \frac{d_p}{f'_{MS}}$$

Image curvature is characterized by Seidel coefficient S_{IV} and depends only on the focal powers:

$$S_{IV} = -\varphi_{MM} - \varphi_{SM} = 1 - \frac{3}{d} + \frac{1}{d^2}$$

Central screening $\varepsilon = d$ must not exceed the value of 0.3 because contrast on medium frequencies close to the Nyquist frequency goes down with its increase,

Then, with $d = 0.3$, $S_{IV} = 2.11$ and image curvature cannot be corrected.

Therefore, with a given value of magnification β , PC must compensate for MS astigmatism and curvature, i.e. astigmatism and image curvature of PC must be equal in value and opposite in sign to MS aberrations and other PC aberrations must be corrected.

Let us discuss MS length. MS length is determined by an air gap d_p .

Let us define

$$K_1 = \frac{f'_{MS}}{D_{MM}} ; \quad K_2 = \frac{f'_{MM}}{D_{MM}}$$

Then

$$d_p = d \cdot K_1 \cdot D_{MM} = \varepsilon \cdot K_1 \cdot D_{MM} \quad (8)$$

MM relative aperture (coefficient K_2) is linked with MS relative aperture (coefficient K_1) by a ratio

$$K_2 = \frac{K_1}{\varphi_{MM}}$$

It follows from here that reduction of coefficient K_1 and, consequently, d_p is limited by MM relative aperture. For example, with $\varepsilon = d = 0.30$, $\varphi_{MM} = 2.33$ taking $K_2 = f_{m.m.}/D_{m.m.} = 2$ we find $K_1 = 4.66$ and $d_p = 0.3 \cdot 4.66 D_{m.m.} = 1.4 D_{m.m.}$, i.e. MS length is equal to 1.4 MM diameter.

The value of coefficient K_2 is determined by two factors.

1. Labour content in manufacture which is characterized by a value of σ , i.e. deviation of an aspherical surface from a spherical one

$$\sigma = s^2 D_{m.m.} / 1024 K_2^3 .$$

For example, with $\beta \approx 1$, $D_{m.m.} = 600$ mm, $K_2 = 2$ we find $\sigma = 80$ mm. With such big values of σ , labour content in manufacture is extremely high, in addition, requirements to compensational control/checkout scheme increase sharply, serious difficulties appear with getting the required surface shape equation.

2. More strict requirements to accuracy of SM mounting in the telescope. SM shift normal to the optical axis and its tilts generate decentralized aberrations across the whole image field. Thus, wave aberration of decentralized coma is proportional to K_2^3 , that of astigmatism is proportional to K_2^2 . That is why, for example, when we go over from the value of $K_2 = 3$ to $K_2 = 2$, requirements to accuracy of SM mounting become more strict by more than 3 times.

All the above factors must be taken into consideration in selecting MM relative aperture.

The second part of the telescope OS is field aberrations projection corrector (PC).

Let us discuss basic optical schemes of PC.

1. PC is a single-mirror aspherical lens (Fig. 3).

The optical scheme was proposed and described by Korsh [2]. A shifted from the optical axis (A) image produced by MS is transferred by PC with magnification $\beta - (\cdot)A'$. Eccentricity l_3 of the third mirror is an additional aberration parameter that allows to

correct OS astigmatism and by selecting its optical power φ_3 it is possible to eliminate image curvature; with that, the following condition must be observed:

$$\varphi_3 = \varphi_1 + \varphi_2.$$

So, from the point of view of aberration, such PC design is successful because it provides good image quality across the whole field. By installing additional flat mirrors (not shown in Fig. 3), it is possible to reduce OS length. But such PC has several fundamental drawbacks:

- The requirement to correct image curvature limits wide possibilities in varying magnification.
- Extremely strict requirements to accuracy of the eccentricity l_3 value which are difficult to materialize. Permissible deviation is less than 0.1 - 0.2% which requires creation of unique devices to monitor/checkout the mirror.
- Big dimensions of the mirror, light size of the mirror at big angular fields 2ω is more than 0.5 of MM size.

The above drawbacks do not allow to create a small-size, multi-function, easy-to-manufacture telescope OS.

2. PC is a lens system. Theoretically, a lens system solves the problem of PC. It consists of a collecting lens 4 installed in the vicinity of the interim image produced by MS, and a lens projection system (Fig. 4). However, design of a lens optical system is rather complicated.

We have designed and proposed small-size optical schemes of PC.

A basic optical scheme is shown in Fig. 5.

PC is a mirror-lens scheme consisting of a collecting lens 4 installed in the vicinity of MS focal plane, and a projection mirror-lens component 5 consisting of a spherical mirror and a lens unit installed in front of it. Such systems are called medial systems and typically, they are not used as aberration correctors.

An interim image A is transferred to the receiver plane A' with magnification β .

The advantages of such PC design are as follows:

1. High aberration capabilities. PC provides quality of the telescope image that is close to diffractive one in a wide range of angular fields.
2. Small dimensions. The use of a collecting lens 4 that projects the OS inlet pupil in the vicinity of PC spherical mirror allows to reduce its light diameter to values lower than $0.2 D_{m.m.}$
3. High adaptability to manufacture. PC consists of optical parts with spherical surfaces with traditional requirements to accuracy of fabrication.
4. A wide range of magnifications β that can be realized by such design.
5. A possibility of creation of OS for multiple applications. Such applications are:

- High-resolution imagery. It follows from formulas (1-3) that for such application, an OS is required with maximum value of equivalent focal distance, i.e.

$$f_{\text{equiv}} = f_{\text{m.s.}} \cdot \beta_{\text{max}}$$

where β_{max} is maximum value of PC magnification.

PC projects a part of the interim image produced by MS in the plane of a high-resolution receiver.

- Survey(general) imagery. Here, it is necessary to re-project the whole MS interim image into the plane of a low-resolution receiver with magnification β_{min} . Equivalent focal distance is equal to

$$f_{\text{equiv}} = f_{\text{m.s.}} \cdot \beta_{\text{min}}$$

- Colour imagery. OS builds the image of an object simultaneously in blue, green and red areas of the spectrum. For that purpose, a prism colour separator similar to separators used in colour TV is introduced into PC optical scheme. PC magnification can be in the interval

$$\beta_{\text{min}} \leq \beta \leq \beta_{\text{max}}$$

In order to realize a multi-functional system, several PC are installed, each projecting a separate zone of the interim image to its receiver.

A basic scheme of such system is shown in Fig. 6.

Zone A of PC 4,3 is projected to receiver A' and zone B of PC 4',3' is projected to receiver B'.

Fig. 7 features a specific example of implementation.

Designations: 1 - MM, 2 - SM, 3,4 - collector lens, 5,6 and 10,11 - flat mirrors, 7,8 - two-lens projection component, a mirror coating 9 is applied to the surface of lens 8, 12 - CCD array receiver. All optical elements except SM are mounted on platform 13.

The telescope has the following optical parameters: $f' = 6,200 \text{ mm}$, $2\omega = 1^\circ$, $D_{\text{m.m.}} = 600 \text{ mm}$, $D_{\text{l.m.}} = 176 \text{ mm}$, $d_p = 750 \text{ mm}$, $\epsilon = 0.30$.

The interim image produced by MS is located between the two lenses of the collective lens and, for convenience of arrangement, is shifted away from MM top. A zone of the interim image that is also shifted off axis by 43 mm is projected into the CCD array receiver plane. In order to correct chromatism and to magnify, there is a collector lens consisting, in fact, of two lenses. Its magnification is close to one, and lenses are made of crown and flint glass. The two-lens projection component 7,8 projects the interim image with magnification $\beta = 2$ and compensates for MS field aberrations: astigmatism and image curvature. Both lenses of the component are made from the same material K8 and the spherical mirror is matched with the mirror surface of lens 8. Flat mirrors 5,6,10,11 allow to arrange the optical channel on a common platform 13.

As a result, in a wide spectral band 0.5 - 0.8 μm in the image plane across the whole field the following values of MTF:

Frequency ν lines/mm	20	30	40	50	60
T (ν)	0.76	0.65	0.53	0.44	0.37

The obtained values differ insignificantly from an ideal aberration-free system. In order to form the second channel, it is possible to project by the second projection component (not shown in Fig. 7) a different zone of the interim image, for example, symmetrical to the first zone, into the receiver plane with respective magnification. For convenience of configuration, this channel can be arranged normal to the first one.

Two variants of mounting EOC on SSC have been considered together with NPO Mashinostroyenia:

1. EOC mounting under SSC fairing in the launch configuration (during the boost phase) and in the working configuration (on orbit) with arrangement of the EOC optical axis normal to the SSC longitudinal axis.
2. EOC mounting under SSC fairing in the launch configuration (during the boost phase) with arrangement of the EOC line of sight along the SSC longitudinal axis with its subsequent turn into the working position (after injection into orbit) by means of EOC pitch turn turn at an angle of 90° .

EOC pointing at preset objects of survey in a wide field of view (up to $\pm 45^\circ$ in roll) as well as obtaining stereo images (pitch turn up to $\pm 30^\circ$) can be provided both by means of EOC mounting in a special turnable device and by means of turning the whole SSC. The following accuracy and dynamics characteristics of the system will be ensured:

- angular velocities of EOC roll and pitch turns - up to $4^\circ/\text{sec}$;
- turn and stabilization accuracies:

- a) orientation: $\pm 3 - 5$ angular minutes (in route)
 $\pm 5 - 7$ angular minutes (in roll and pitch)
- b) stabilization: $\pm 1 - 2$ angular minutes (in all axes)
- c) residual angular stabilization velocities: not more than 0.001 angular deg/sec

SSC platform design provides required stiffness and stability of EOC angular position with respect to SSC MCS instruments (gyro platforms, star-tracking sensors, IR vertical, etc.).

SSC thermal control system ensures temperature of the mounting seat for EOC optical-mechanical part in the range from -10°C to $+40^\circ\text{C}$. More strict temperature modes of EOC units (mirrors, lens, photo receivers, etc.) are provided by autonomous thermal stabilization devices of EOC itself. To improve thermal regime of EOC operation, a protective cover is installed on it which is opened during EOC operation (survey).

**Technical characteristics of EOC with pauchromatic
and multispectral channels**

Parameter type	Name of parameter (characteristics)	System channel				
		Pauchr	Multispectral			
		0.5-0.8	0.45-0.52	0.52-0.60	0.63-0.69	0.76-0.90
Optical	Focal distance, m	6	3.8	3.8	3.8	3.8
	Pupil diameter, m	0.60	0.60	0.60	0.60	0.60
	Central screening coefficient	0.30	0.30	0.30	0.30	0.30
	Angular field, deg	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
Photo receiver	Pixel, mm	9	22	22	22	22
	Saturation exposure, $\mu\text{e}/\text{m}^2$	670	670	670	670	670
	Quantum efficiency	0.35	0.40	0.40	0.40	0.40
	Internal noise, e	65	25	25	25	25
Output characteristics	Pixel projection onto the Earth, m	1.0	4.0	4.0	4.0	4.0
	Swath width, km	12	12	12	12	12
	System MTF on Nyquist frequency, %	15	33	33	30	20
	Signal-to-noise ration, not less than	145	315	385	370	415
	Mass, kg	200				
	Power consumption, W	550				

REFERENCES

1. G.G.Slyusarev. Calculation of Optical Systems. Leningrad, 1975
2. D.Korsch. Astigmatic Three-Mirror Telescope. Appl.Opt. 1977 No.8, p. 2074-2077.

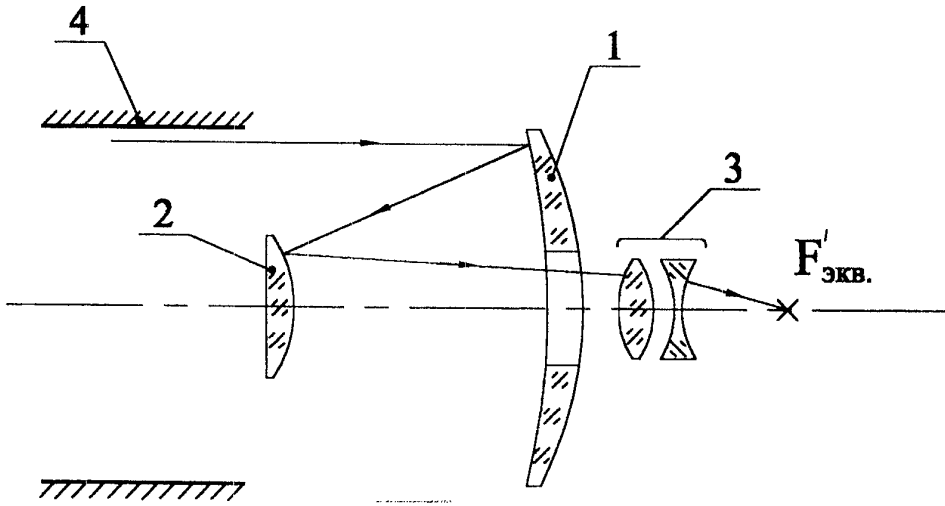


Fig. 1

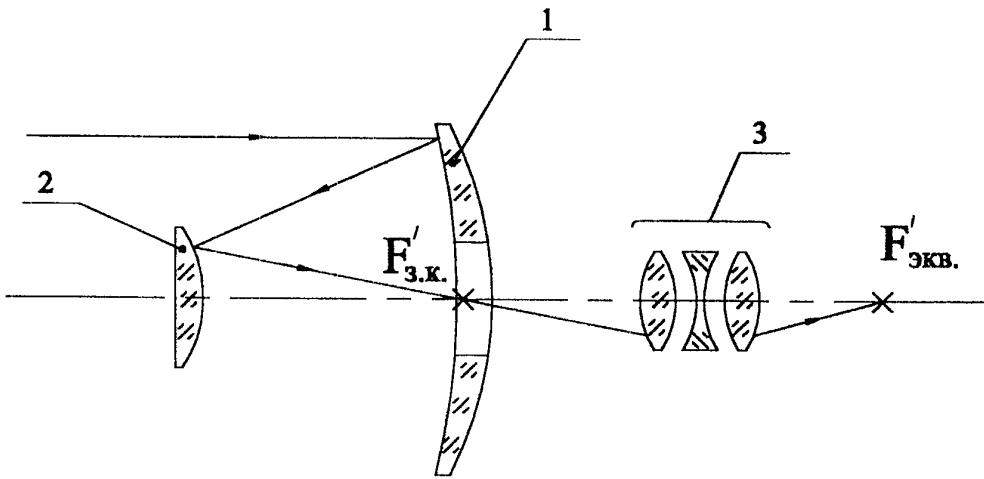


Fig. 2

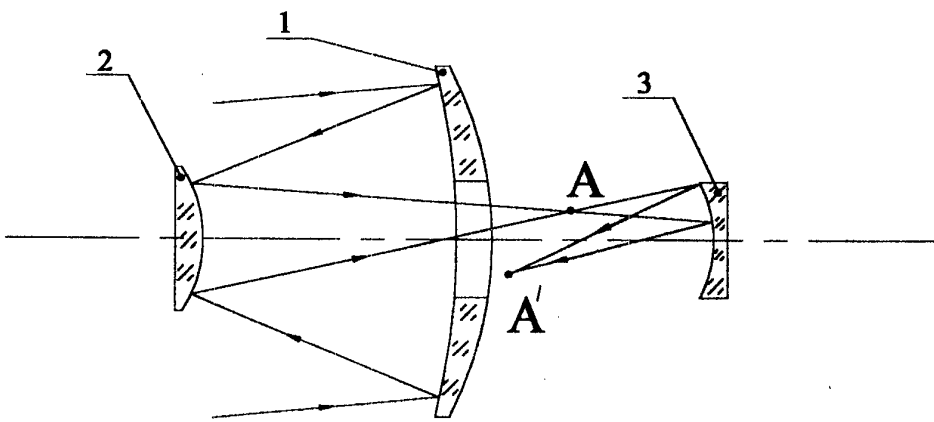


Fig. 3

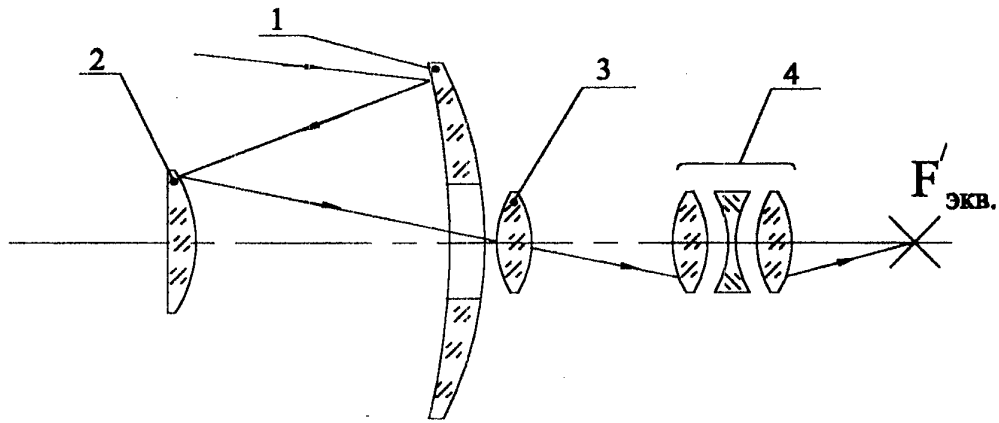


Fig. 4

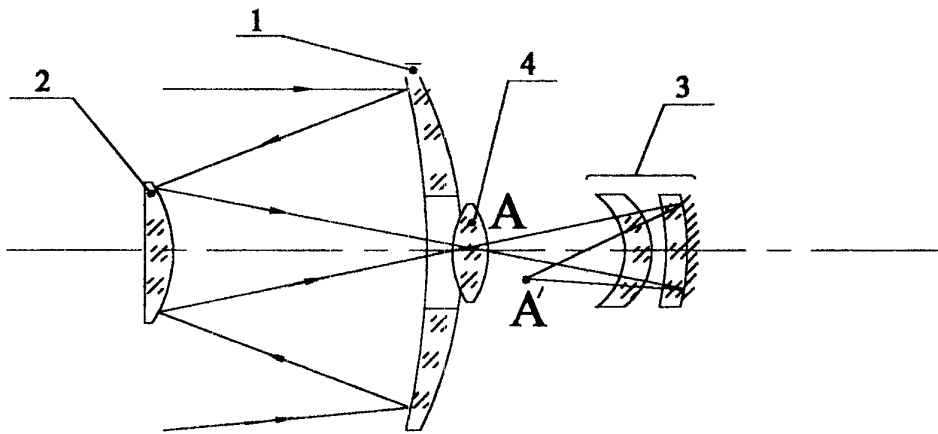


Fig. 5

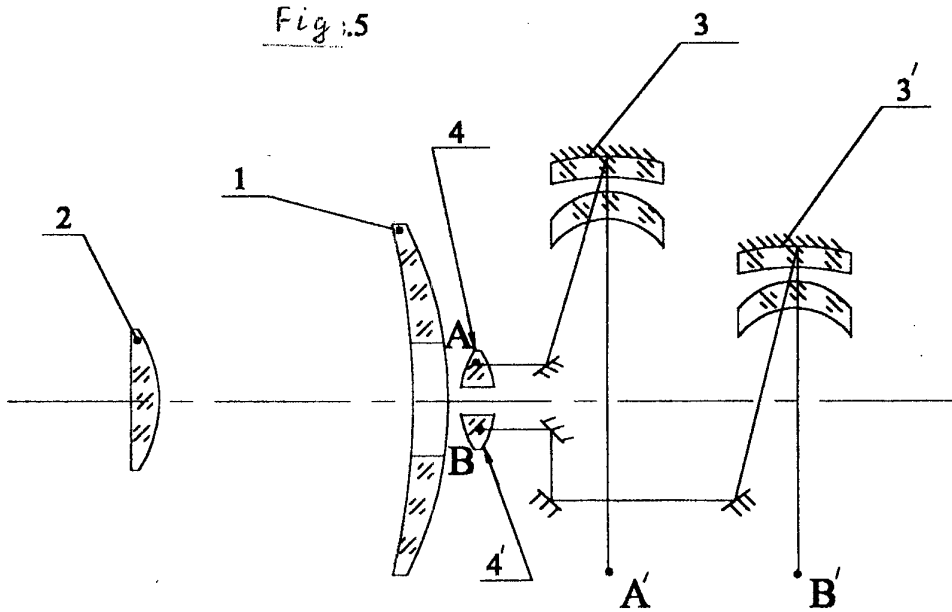


Fig. 6

Компоновка оптического модуля

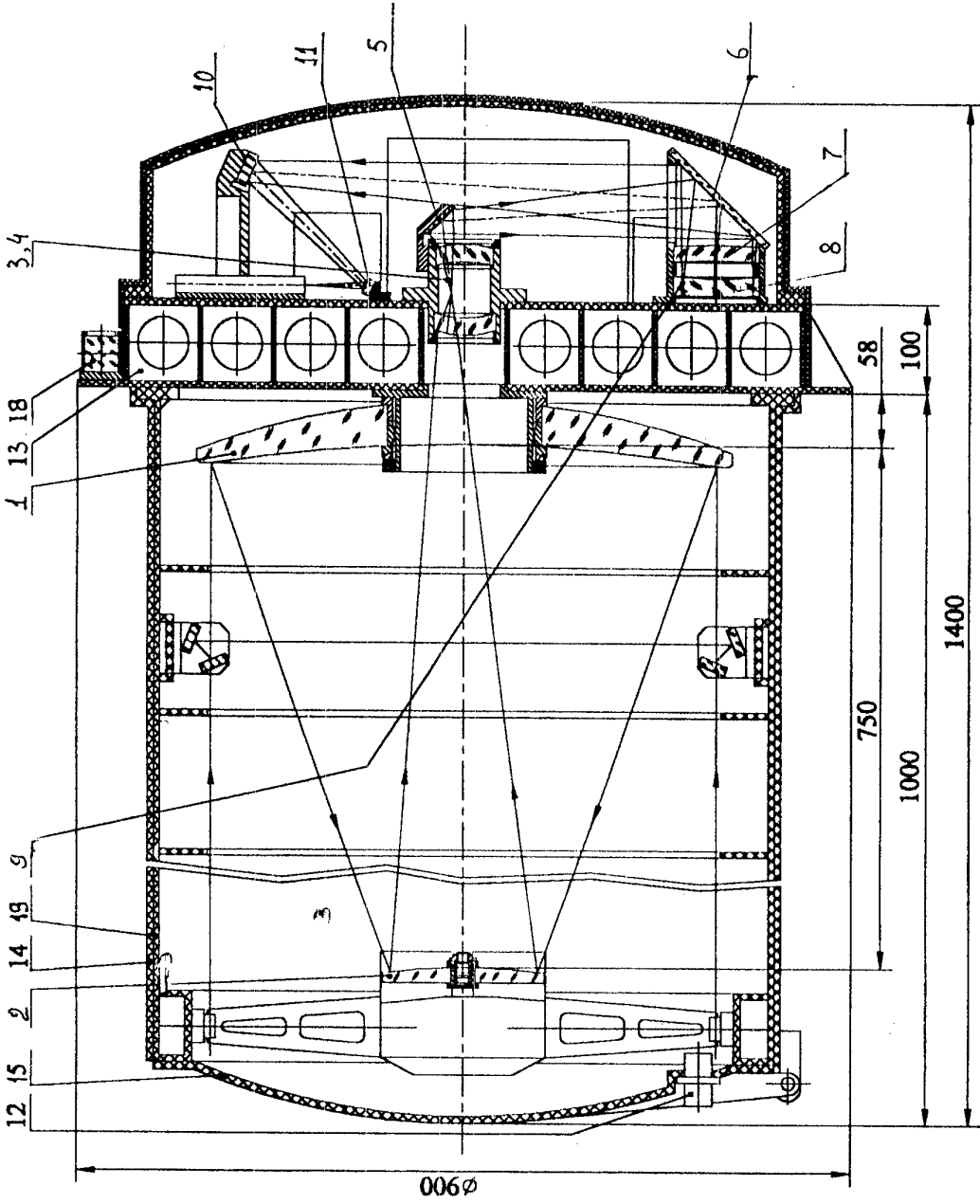


Fig. 7

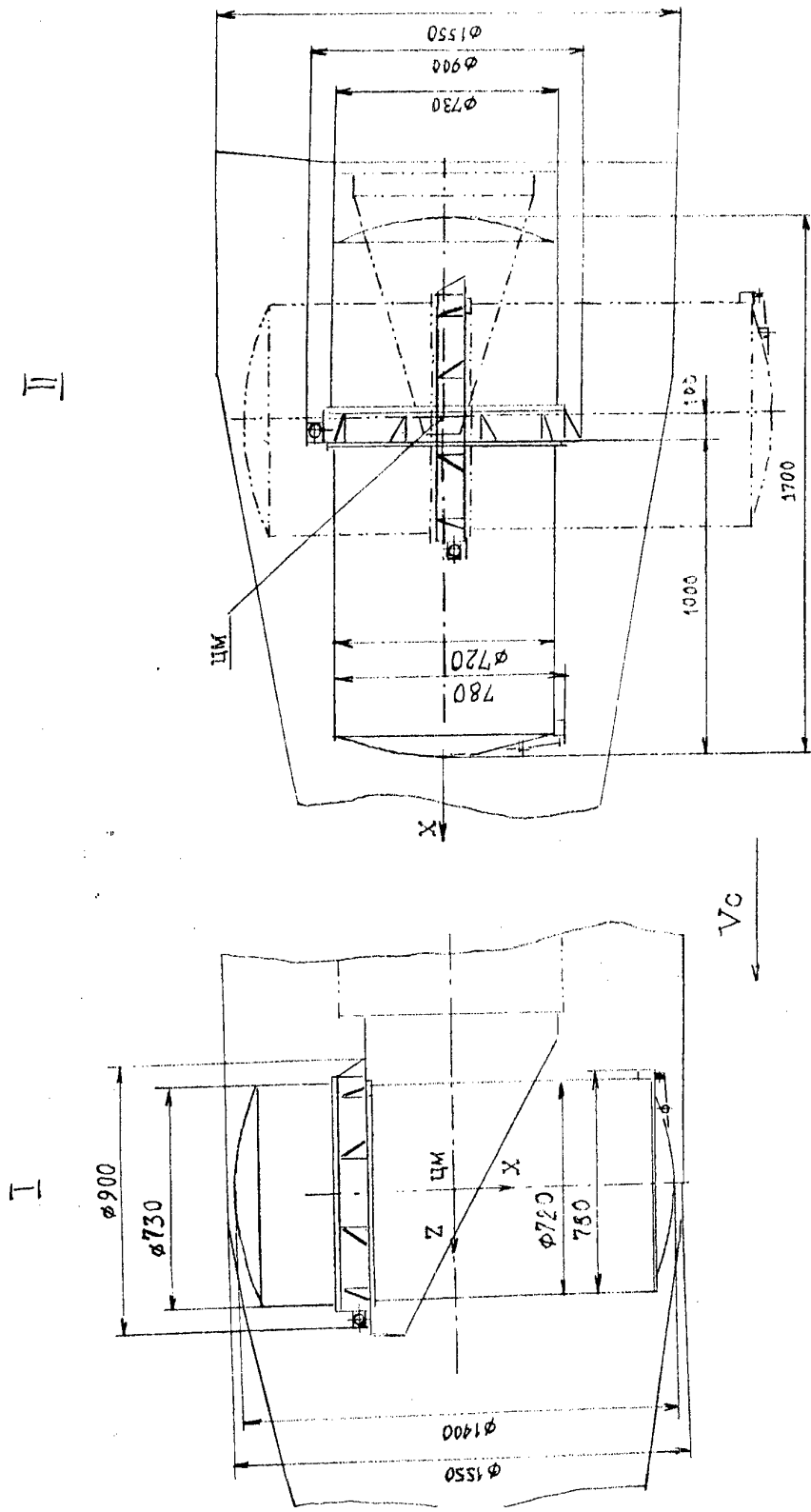


Fig. 8

**Комплекс оптико - электронных средств
наблюдения малоразмерного космического мусора.**

Емельянов В.А., Лукьященко В.И., Меркушев Ю.К., Рембеза А.И.,
Успенский Г.Р.

ЦНИИМаш РКА, 141070, г. Королёв Московская область,
ул. Пионерская, 4
Факс:(095) 513-54-20, (095) 513-44-00.

Неопределенность знаний плотности потоков низкоорбитального космического мусора (КМ) размером от 0,3 до 10 см, и различие теоретических данных по их величинам [1,2] вызывают неоднозначность оценки безопасности полётов орбитальных пилотируемых станций (ОПС) и КА. Для непосредственных измерений засоренности КМ на низких орбитах возможно использование двух типов бортовой оптико-электронной аппаратуры (ОЭА):

- заблаговременного предупреждения об опасных фрагментах КМ размером более 1-2 см на основе каталогизации их орбит до их опускания на высоту рабочей орбиты ОПС;
- накопления данных о количестве, параметрах движения в связанной со станцией или КА системе координат малых частиц размером от 0,3 до 5 см в текущее время функционирования летательных аппаратов.

1. Аппаратура каталогизации обеспечивает поиск и обнаружение ранее неизвестных фрагментов КМ на значительных расстояниях от ОПС, составляющих сотни километров в широкой полосе обзора. Это обеспечивает регулярную повторяемость сеансов наблюдения обнаруживаемых фрагментов и приемлемую для поддержания каталога периодичность обновления позиционных измерений (≤ 3 сут) [3]. Широкое горизонтальное поле зрения формируется разворотами мгновенного поля зрения телекамеры (ТК) вокруг направления на центр Земли в угле прокачки $\gamma=90^\circ$. Ширина мгновенного поля зрения ТК в горизонтальном ($2\beta_H$) и вертикальном ($2\beta_V$) направлениях составляет 12° . Она обеспечивает заблаговременное обнаружение фрагментов КМ, находящихся на высоте ~ 500 км, до их опускания на высоту рабочей орбиты ОПС. Развороты мгновенного поля зрения осуществляются возвратным вращением плоского сканирующего зеркала с помощью

шагового привода. В течение одного скана мгновенное поле последовательно принимает 9 положений. Регистрация фрагментов КМ, пересекающих плоскость орбиты ОПС, производится при неподвижном положении мгновенного поля зрения, что исключает смещение изображений звезд вдоль строки фотоприёмного устройства (ФПУ). ФПУ набирается из 4 кристаллов ПЗС с 800x800 элементами в каждом кристалле. Размер чувствительного элемента равен 16 мкм. Диаметр входного зрачка объектива составляет 0,16 м, относительное отверстие 1:1,1, длина бленды 0,8 м. На рис.1 показана компоновка телекамеры, а на рис.2 – функциональная схема получения данных для каталогизации фрагментов КМ размером более 1-2 см. Масса телекамеры равна 30 кг, её энергопотребление, включая затраты на охлаждение ФПУ, не превышает 100 Вт.

Захват фрагмента мгновенным полем зрения телекамеры, перемещающимся вследствие его сканирования и вследствие орбитального движения ОПС происходит следующим образом. Пусть фрагмент летит в направлении $X, -X$, перпендикулярном направлению полёта ОПС Z (см. рис.3). На каждом скане горизонтальное мгновенное поле зрения последовательно принимает дискретные положения номерами от +4 до -4 в плоскости местного горизонта. Пусть фрагмент в некоторый начальный момент времени $t = 0$ захватывается полем зрения, находящимся в положении $N = +4$ при дальности от ОПС, равной L . При превышении отношением “ сигнал-шум ” Ψ некоторого порогового значения ($\Psi_{\text{пор}} = 3$) регистрируется изображение фрагмента. В этом положении поля зрения подвижный фрагмент образует непрерывный трек изображений. Следующий захват фрагмента происходит после перемещения поля зрения до крайнего положения с номером $N = -4$ и последующей встречи при возвратном его движении с фрагментом. За это время дальность L существенно уменьшается за счёт приближения ОПС к траектории фрагмента $X, -X$. Таким образом, на следующем скане регистрируется еще один непрерывный трек фрагмента. Захват фрагмента на 3^{ем} скане реализуется после прохождения мгновенного поля зрения до крайнего положения $N = +4$. Затем оно догоняет фрагмент, формируя новый трек.

Этот процесс повторяется до выхода фрагмента из полосы обзора, угловая ширина которой составляет $\gamma + 2\beta_{\Gamma}$. В таблице 1 приведены результаты моделирования регистрации телекамерой фрагмента размером 3 см с альбедо 0,15, движущегося перпендикулярно направлению полёта ОПС.

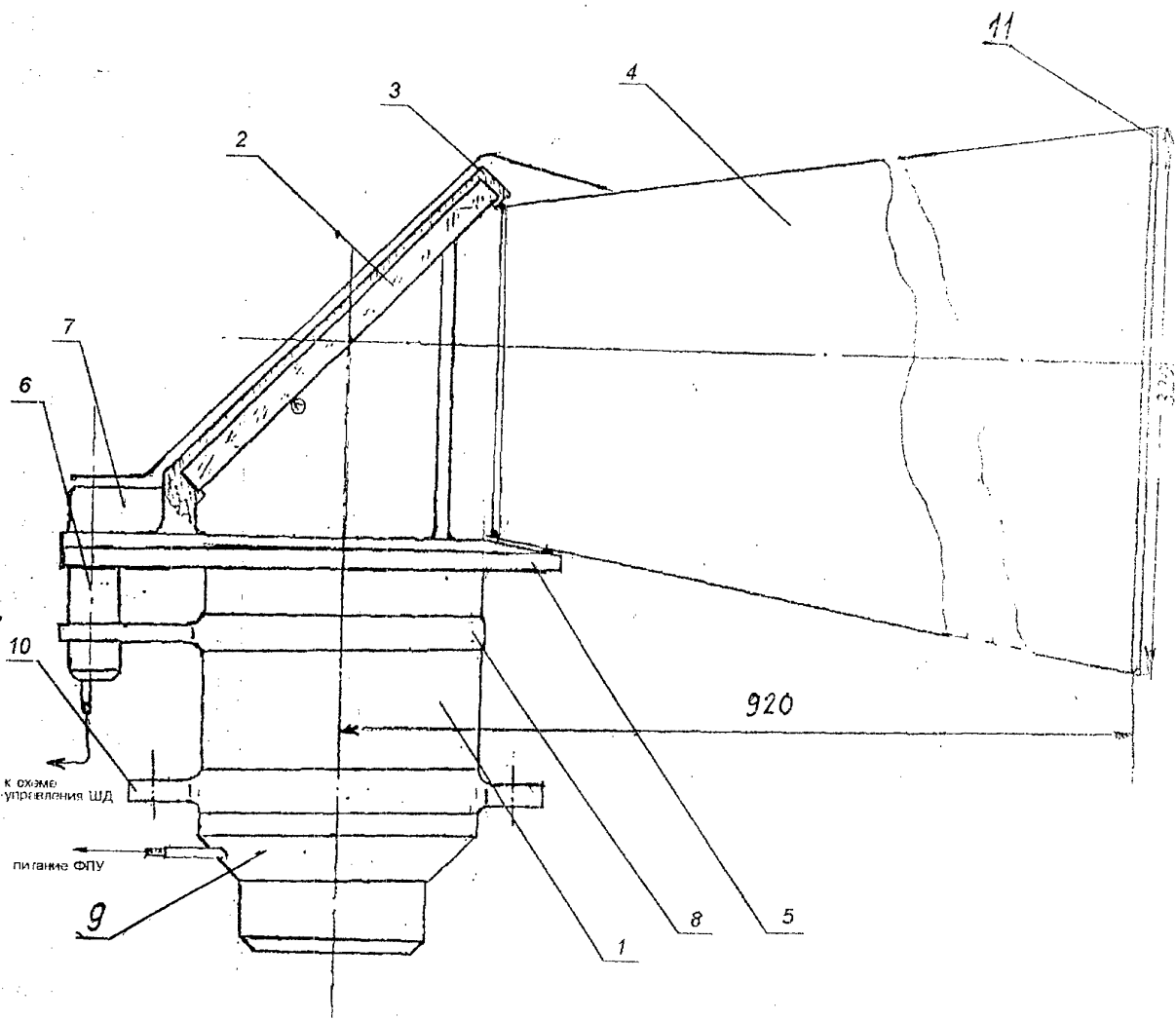
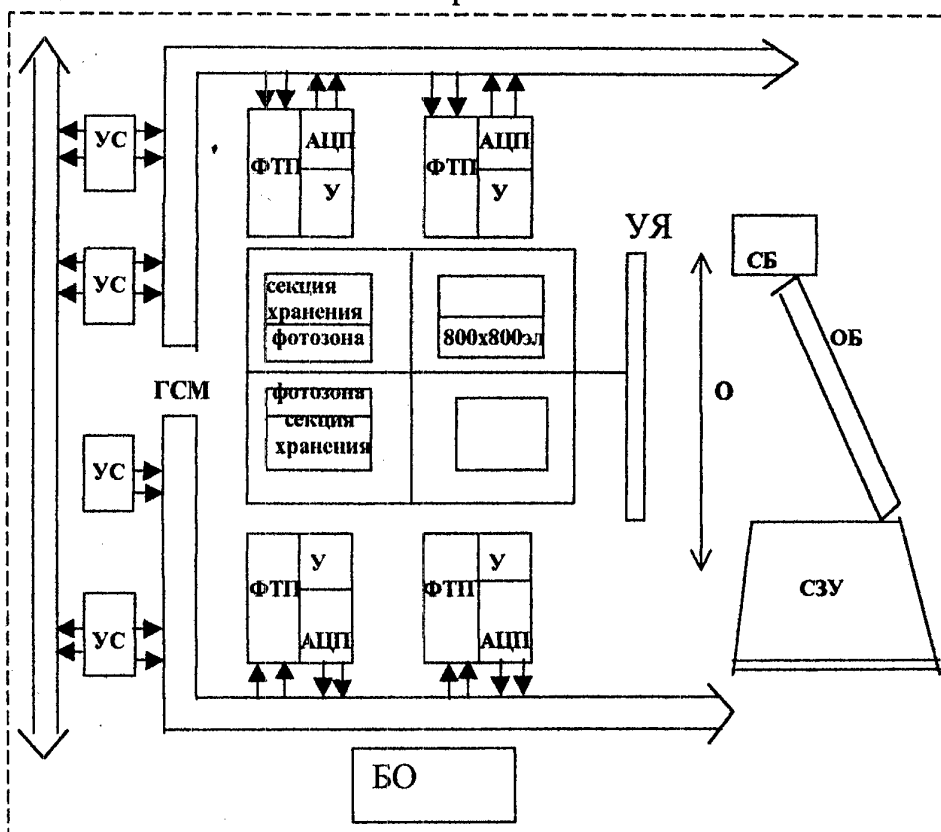


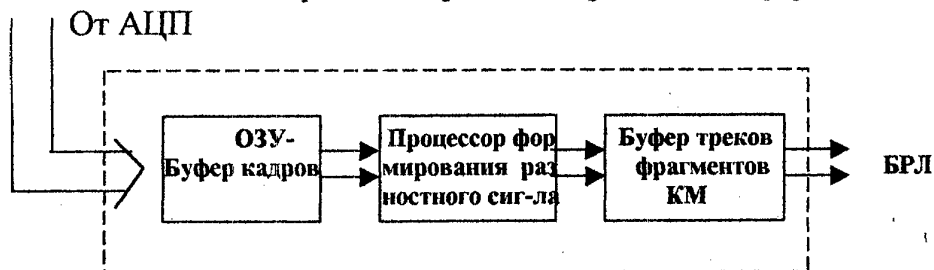
Рис. 1. Компоновочная схема телекамеры

- | | | |
|-------------|-----------------------------|-----------------------|
| 1. Объектив | 5. Основной фланец | 8. Бандажный фиксатор |
| 2. Зеркало | 6. Электродвигатель шаговый | 9. Блок охлаждения |
| 3. Оправа | 7. Редукционный привод | 10. Посадочный фланец |
| 4. Еланда | | 11. Крышка сленды |

Функциональная схема телекамеры со СЗУ



Функциональная схема средств бортовой обработки информации



- УС - устройство синхронизации ;
- ФТП – формирователь тактового питания;
- ГСМ – гибридная сборка из микросхем с зарядовой связью;
- У – усилитель аналогового сигнала;
- О – объектив телекамеры; БРЛ – бортовая радиолиния МКС;
- АЦП – аналого-цифровой преобразователь;
- СБ – сканирующий блок телекамеры;
- ОБ – отклоняющий блок; УЯ – усилитель яркости;
- СЗУ – светозащитное устройство (бленда);
- БО – блок охлаждения усилителя яркости и ПЗС-матрицы;

Рис. 2. Функциональная схема ОЭА получения данных для каталогизации фрагментов КМ размером более /- 2 см.

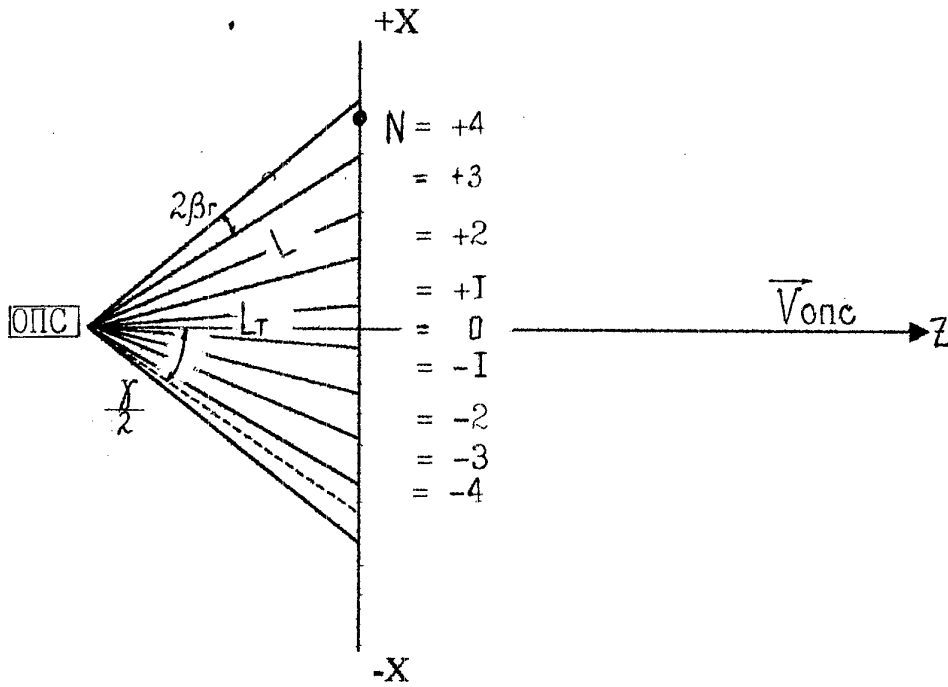


Рис.3. Положения мгновенного поля зрения в полосе обзора телекамеры, изменяемые в течение одного скана.

Начальная дальность L_T его траектории от ОПС равнялась 400 км. Время между последовательными сеансами наблюдения фрагмента оценивается величиной

$$T_{\phi} \frac{(R_3 + H_{опс})}{L_T},$$

где T_{ϕ} – период обращения фрагмента вокруг Земли;
 R_3 – радиус Земли;
 $H_{опс}$ – высота орбиты ОПС.

При $L_T = 400$ км оно составляет 3,3 сут, что достаточно для поддержания каталога орбитальных параметров обнаруживаемых фрагментов.

Принималось, что фон неба соответствует звездной величине 23^m , собственный шум ПЗС – матрицы, охлаждаемой до температуры 180 К, составляет $1\bar{e}$, время экспозиции кадров равно 10^{-2} сек, время “стояния” мгновенного поля зрения $\sim 0,8$ сек.

Принятые обозначения:

t – момент захвата фрагмента полем зрения, находящимся в положении N на $N_{ск}^{ом}$ скане,

$L(t)$ – текущая наклонная дальность до фрагмента,

$t_{\bar{b}}(t)$ – длительность пребывания его изображения в чувствительном элементе ПЗС,

$n_{\bar{z}}(t)$ – число “засвеченных” элементов, образующих регистрируемый в одном скане трек.

Полная информационная длительность регистрируемого трека составила 17 сек, что представляется достаточным для определения орбиты фрагмента по 1 – 2 сеансам его наблюдения. Для увеличения этой длительности, повышения периодичности обновления информации, а также для регистрации фрагментов меньшего размера (1 – 2 см) целесообразно использование усилителя яркости с относительно невысоким (≤ 100) коэффициентом усиления. Усилитель должен регистрировать потоки фотонов на уровне 300 ф/сек при времени экспозиции $\sim 10^{-2}$ сек. Такие усилители яркости разработаны в организации “Электрон”.

Таблица 1 .

$t, \text{сек}$	$N_{ск}$	N	$L(t), \text{км}$	$t_{\bar{b}}(t), \text{сек}$	$n_{\bar{z}}(t)$	Ψ
0	1	+4	500	$3,8 \cdot 10^{-2}$	19	1,28
20,8	2	+4	267	$1,1 \cdot 10^{-2}$	19	3,03
22,1	2	+3	252	$1 \cdot 10^{-2}$	84	3,16
37,7	3	+1	86	$1,1 \cdot 10^{-3}$	764	3,16

2. Для проведения неповторяющихся кратковременных сеансов наблюдения малых (0,3-5 см) частиц,двигающихся на круговых орбитах, может использоваться малогабаритная ОЭ аппаратура. Её можно устанавливать на ОПС, а также на малых низкоорбитальных КА в качестве дополнительной полезной нагрузки. При ограниченном диаметре входного зрачка объектива ~ 5 см длительность сеанса

наблюдения и дальность обнаружения частиц будут малыми (≤ 1 сек, 3-50 км). Однако их параметры движения (ПД) в подвижной системе координат, связанной с КА (ССК) могут быть определены с высокой точностью (≤ 1 м) [4]. Однозначность определения обусловлена знанием орбитальной скорости и прямолинейностью движения частиц в плоскости местного горизонта. Разработанный алгоритм расчета ПД по регистрируемой временной последовательности положений изображений частицы, позволяет определять угол между направлениями движения КА и частицы, устанавливать факт попадания её на КА, оценивать координаты места падения и размер частицы (с относительной ошибкой 150-200 %). Для обеспечения высокой точности расчёта требуется не менее 10 опорных точек указанной выше последовательности измерений в течение сеанса наблюдения частицы. Для увеличения ширины контролируемой зоны в горизонтальном направлении, обеспечивающей регистрацию частиц, приближающихся к КА с произвольных направлений, ОЭА содержит 3 телекамеры (ТК) с горизонтальными полями зрения 60° (рис.4). Телекамеры могут располагаться в различных местах КА для обеспечения отсутствия затенения их полей зрения элементами конструкции КА. Вертикальное поле зрения каждой ТК составляет 18° , что обеспечивает приемлемую скорость накопления данных о частицах, пролетающих вблизи КА. Каждая ТК имеет широкозахватный объектив с входным зрачком 5 см и относительным отверстием 1:1,2, светозащитное устройство – бленду длиной 0,4 м и 4 ПЗС - матрицы с количеством элементов 512×512 размером 30 мкм. Общее количество элементов в сборке ФПУ каждой ТК $MN = 2048 \times 512$. Достигнутый уровень преобразования “аналог-цифра” одного события в АЦП отечественного производства составляет $\tau_{АЦП} \sim 10$ нсек. Так как $\tau_{АЦП} \sim \frac{t_{\text{э}}}{MN}$, нижняя граница времени экспозиции кадров $t_{\text{э}}$, лимитируемая быстродействием АЦП, равна 10^{-2} сек. Нижняя граница величины $t_{\text{э}}$, лимитируемая быстродействием бортового процессора формирования разностного сигнала и порогового сравнения, составляет $2 \cdot 10^{-2}$ сек. При этом принималось, что быстродействие 10^8 кор.опер./сек процессора для каждой ТК может надежно обеспечиваться спецвычислителями, производящими элементарные операции вычитания. При экспозициях, удовлетворяющих указанным требованиям, в сеансе наблюдения частицы малого размера должно регистрироваться количество положений изображения частицы К, не меньшее 10.

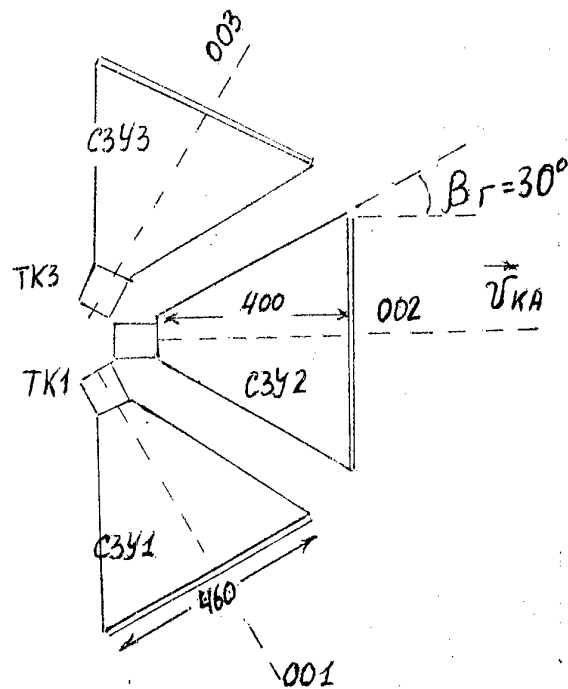


Рис. 4 Ориентация телекамер с блендами малогабаритной ОБА относительно направления полета КА
 ОО - оптическая ось, ТК - телекамера, СЗУ - бленда

Процесс обнаружения и регистрации частиц моделировался следующим образом. Составлялись уравнения движения частиц в ССК, которые определялись заданием пролётного расстояния в момент максимального сближения с КА и угла между направлением движения КА и частицы. Формировались условия захвата частиц полями зрения 3^{ex} телекамер. Затем рассчитывались координаты изображений частиц в фокальной плоскости. Изображение полагалось зарегистрированным, если отношение “сигнал-шум” Ψ превышало 3. Вычисление отношения Ψ производилось на каждом шаге моделирования движения частицы относительно КА. Шагами являлись временные интервалы, равные времени пребывания изображения в пикселе и времени экспозиции кадров. При этом рассчитывались время пребывания изображения в пикселе ПЗС – матрицы $t_{\text{Б}}$ и количество сигнальных фотоэлектронов от частицы, накопленное за это время (при $t_{\text{Б}} < t_{\text{Э}}$) или за время экспозиции кадров (при условии $t_{\text{Э}} < t_{\text{Б}}$). Основным источником шума принимался собственный шум ПЗС – матрицы, обусловленный шумом считывания $\sigma_{\text{сч}}^2$. Фиксировались начальные и конечные дальности наблюдения, при которых отношение Ψ превышало пороговое значение, а также количество положений изображений частицы, регистрируемых в сеансе наблюдения. Результаты зависели от размера частиц, времени экспозиции кадров, величины $\sigma_{\text{сч}}$, угла θ между направлениями полета КА и частицы. При θ , близких к 0, частица движется навстречу КА. При θ , превышающих 90° , частица перемещается в сторону движения КА. Поэтому, с увеличением θ возрастает длительность сеанса наблюдения и величина K (см.рис.5).

Дальности наблюдения малой частицы (0,5 см) телекамерами с ограниченным входным зрачком объектива (~5 см) составляют в зависимости от величины шума ФПУ всего 5-10 км. Угловая скорость частицы относительно КА велика и существенно изменяется в течение сеанса наблюдения, увеличиваясь по мере её приближения к КА. Поэтому оптимальное время экспозиции кадра можно было вычислить только путём определения величины K для различных $t_{\text{Э}}$. Это делалось с учётом того, что, с одной стороны, с увеличением $t_{\text{Э}}$ снижаются требования к быстродействию бортовых средств обработки информации, а, с другой стороны, увеличение $t_{\text{Э}}$ не должно уменьшать K ниже 10 (см.рис.6). Оптимальное время экспозиции кадров зависит от шума ФПУ $\sigma_{\text{сч}}^2$ и размера частицы d [5].

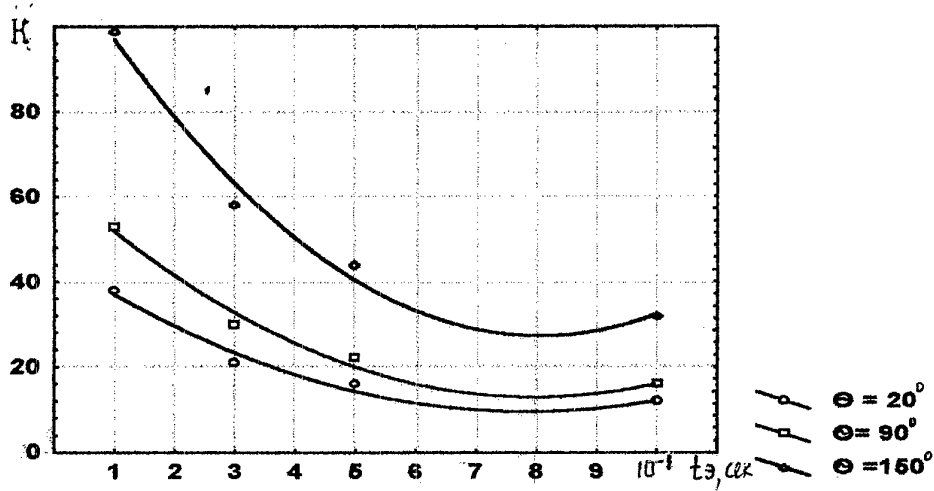


Рис. 5. Зависимость $K(t_0)$ при различных θ .
 $D_{\text{ВХ.ЗР.}} = 5 \text{ см}$, $d = 5 \text{ мм}$, $\sigma_{\text{сч}} = 30 \bar{e}$

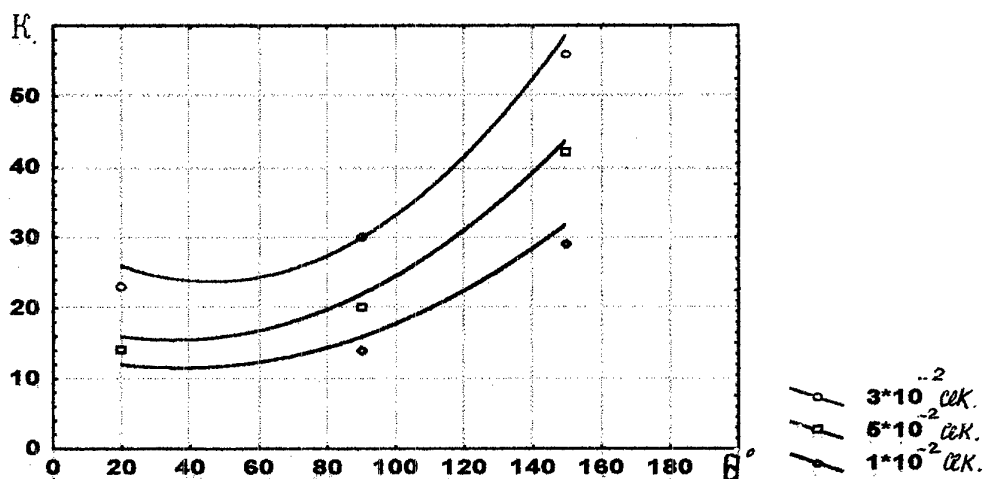


Рис.6. Зависимость $K(\theta)$ при $\sigma_{\text{сч}} = 50 \bar{e}$.

В результате получены следующие значения $t_{\text{Э ОИП}}$:

$t_{\text{Э ОИП}} =$	10^{-1} сек	при $d=0,5$ см, $\sigma_{\text{СЧ}} = 30e$
	$5 \cdot 10^{-2}$ сек	при $d=0,5$ см, $\sigma_{\text{СЧ}} = 50e$
	$5 \cdot 10^{-2}$ сек	при $d=0,3$ см, $\sigma_{\text{СЧ}} = 30e$
	$5 \cdot 10^{-2}$ сек	при $d=0,3$ см, $\sigma_{\text{СЧ}} = 50e$

Видно, что предлагаемая аппаратура обеспечивает обнаружение и определение ПД очень малых частиц размером 0,3 см и более при реализуемых параметрах средств бортовой обработки информации (соответствующих $t_{\text{Э}} > 2 \cdot 10^{-2}$ сек) и неохлаждаемых фотоприёмных устройств на основе ПЗС – матриц ($\sigma_{\text{СЧ}} = 50e$).

Масса одной ТК с блендой составляет ~ 2 кг. Масса всей ОЭА (включая электронные средства бортовой обработки информации) 7 кг. Общее энергопотребление равно 25 Вт. Для обработки информации требуется: 3 АЦП с временем преобразования ~ 30 нсек, 3 спецвычислителя с оперативной памятью $\sim 1,5$ Мбайт и производительностью ~ 50 кор.опер./сек. Для передачи информации на Землю требуется использование служебной радиолинии с очень низкой пропускной способностью: 500 байт/сек в течение 5 сек. 1 раз в сутки.

Литература.

1. Potter A.E. ESA SD- 01, p 281.
2. Bellman J.K. ESA SD- 01, p 303.
3. НТО по НИР “Контроль-ЦН”, этап 10, ЦНИИМаш, 1997 г.
4. НТО по НИР “Контроль-ЦН”, этап 11, ЦНИИМаш, 1998 г.
5. НТО по НИР “Контроль-ЦН”, этап 12, ЦНИИМаш, 1998 г.

БОРТОВАЯ СИСТЕМА ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО СПУТНИКА ДЗЗ

А.В. Волков, С.В. Афанасьев

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

В данной статье описывается БСОИ для перспективных спутников ДЗЗ. Система предназначена для цифровой обработки данных, получаемых со сканирующих и телевизионных оптико-электронных устройств, работающих в видимом, УФ и ИК диапазонах длин волн. Она должна выполнять следующие функции: цифровую фильтрацию, радиометрическую коррекцию, синтезирование мультиспектрального изображения, сжатие изображения, выделение объектов по спектральным и пространственным признакам. В статье представлена методика выбора структурной схемы БСОИ, параметров отдельных элементов БСОИ, элементной базы для построения БСОИ, методов обработки информации. Представлены зависимости требований, предъявляемых к параметрам блоков БСОИ, от параметров целевой аппаратуры и канала связи "космос - Земля". Описана структурная схема макета, на котором предполагается отработать алгоритмы и тестировать программы БСОИ.

В настоящее время перспективная аппаратура ДЗЗ обладает высоким пространственным разрешением. Для решения экологических задач она должна иметь как можно большее количество спектральных каналов. Отсюда возникает основная проблема - это передача с такой аппаратуры информации на Землю. Поэтому логично было бы осуществлять обработку информации с различных спектральных каналов для синтезирования выходного мультиспектрального канала в цифровом виде на борту спутника. Использование цифровой обработки вместо аналоговой позволит существенно удешевить аппаратуру и сделать ее легко перестраиваемой под различные задачи, меняя программу работы устройства, снизить масса-габаритные показатели. Сжатие пространственной информации в одном канале до 50 раз позволит сохранять на бортовом устройстве памяти в несколько раз большее количество кадров.

Создание такой системы позволит существенно расширить класс задач ДЗЗ, решаемых космическими средствами, и даст возможность решать новые задачи ДЗЗ, увеличить количество задач решаемых параллельно при проведении съемки Земной поверхности. Использование предлагаемой системы позволит снизить требования к пропускной способности радиоканала "космос - Земля", что сделает реальным применение малых станций приема космической информации для получения данных высокого пространственного и спектрального разрешения. В заключении приводятся требования, предъявляемые к перспективным БСОИ, и варианты их реализации.

ONBOARD IMAGE PROCESSING SYSTEM FOR PROSPECTIVE REMOTE SENSING SATELLITE

Anatoliy V. Volkov, Sergei V. Afanasiev
 Central Scientific-Resarch Institute for Mashine Building
 141070, Pionerskaya 4, Korolev, Moscow Region, Russian
 Federation

Now are created and the new electro-optics equipment of the earth remote sensing are developed which have considerably best resolution, a large observation width and there are more number spectral channels and therefore on the greater information stream is several orders, than former generation of an equipment some. What to process all data from such equipment and to transmit data to the Earth it is necessary considerably to increase computer power of onboard computer. It can achieve applying new digital circuit technology, optimizing architecture of the onboard computing units and by developing new methods of data processing. In the paper the onboard image processing system (OIPS) is considered which is supposed to be mounted on prospective earth remote sensing satellite. OIPS is intended for digital data processing of a scanning or television electro-optics equipments of the earth remote sensing and having large output information stream.

1. Architecture of a prospective OIPS

Now in many countries the onboard digital data processing system of the earth remote sensing are created. In table 1 the characteristics of two onboard data processing devices, which interacting with a various equipment of the earth remote sensing [1], [2] are represented.

Table 1.

Purpose	CPU host computer	Digital processing processor	Bus	Scheme	Data stream
Processing of SAR data, USA	PowerPC	BDSP9124 (50 Mhz) (several on one computer unit)	PCI (32 bit, 33 MHz) and High Speed Direct I/O	3 SAR Processors (The data are transmitted sequentially from one to another- 1) 2-D frequency domain range compressor, 2) 2-D frequency domain azimuth compressor, 3) interpolation and post image processing), Common Memory, General Purpose Processor, Interface Processor	Input data stream <1,2 Gbps
Onboard Multispectral classification of visible and IR data, Germany	Intel or PowerPC	PowerPC603e (PDH Processor, 75 MIPS), NI1000 (Classification Processor, 2700 MIPS)	PCI (32 bit, 33 MHz)	PDH Processor (multisensor data matching, feature extraction, data normalization, development of thematic maps, learning of the classifier, surveillance of classification), Classification Processor (neural networks), Mass Memory	Total input data stream <10 Mbps

The prospective onboard computing systems, from a point of view of the authors, should answer the following requirements:

- Use of the processor of the same type and application of circuit elements of the same type for a construction of all units of the system;

- Modular construction hardware and software of the system for flexibility of its topological architecture and possibility of obtaining of new variant of the system without essential changes both in hardware, and in a software;
- Implementation of parallel data processing, applying the digital signal processor with several computing devices (implementation of the concept - single instruction multiple data);
- Implementation of the concept of distributed data processing with use programmable logic device (PLD) as the coprocessors of DSP;
- Rise of fault tolerance by applying of duplication hardware and software, redundancy of digital bus, and also possibility of reboot software on a radio link from mission control center;
- Creation of a software on programming language of a high level C;
- Thrash out for a design stage and creation of the system of possibilities on significant build up hardware and software by providing possibility to mount on the module additional computing units (processors and PLD);
- Unification of an onboard computing system in interests of rise of its reliability and lowering of cost of development of new systems.

For interaction with the central computer the use of the local CompactPCI bus is provided. The bus will be used for reboot of programs in processors, testing of data processing programs and transmission of data between computer modules (Image Processing System, Common Memory, Telemetry System).

The application of the common bus, in this case it of CompactPCI bus, will allow easily to increase computer power of the image processing system by placing on it some blocks OIPS. Besides a some OIPS can be mounted in system for redundancy and rise of a reliability of computing system.

As the bus CompactPCI has high capacity easily to place on it not one, and some telemetry modules at presence onboard the satellite of several telemetry radio links. The maximum capacity of the 32-digit CompactPCI bus - 1056 Mbit/sec, real speed of transmission approximately twice is less about 500 Mbit/sec. Maximum speed of the prospective telemetry channel about 200 Mbit/sec [4]. That is, using one bus it is possible to interact with two telemetry channels with high capacity. The maximum record speed of modern hard disk drive (HDD) about 5 Mbytes/sec is necessary to mark, that. For further perfection of the system with rather insignificant changes the conversion to the 64-digit bus is possible, that will allow twice to increase capacity of the bus. The use just CompactPCI bus will allow to use devices of outside corporations - built-in computer, HDD for a construction of the testing OIPS stand. HDD in the system to be assumed to use of the outside corporation. It is supposed also, that the central computer too will be designed in a format CompactPCI and will realize control OIPS through the CompactPCI bus.

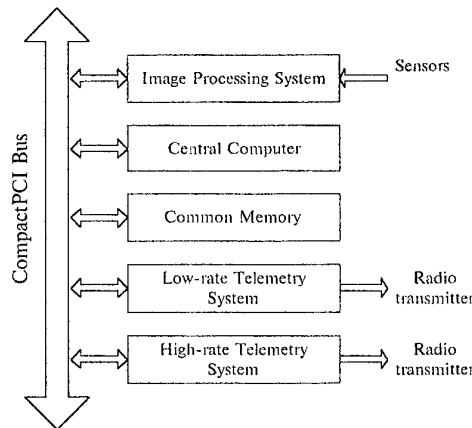


Figure 1. Architecture of a onboard compute system

2. Account of stream from multispectral scanners of the earth remote sensing

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 Mbit/sec. However, the desirable width is 40 km that causes a data flow of 32 Mbit/sec. The total data flow on the instrument output is 8 Gbit/sec if the observation width is 10 km, and it is 32 Gbit/sec in case of 40-km coverage.

The maximum channel capacity of modern centres for space data receiving is some 100 Mbit/sec (of the future - up to 200 Mbit/sec) [4] when the ground dish diameter is not less than 5 m [5]. In case of space data reception by a small station, the maximum channel capacity of a radio link is approximately up to 10 Mbit/sec and the antenna diameter is about 2 m [4].

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 Mbit/sec is supported that is acceptable for a small reception station.

3. Image processing methods of OIPS.

In case of a normal operation of the instrument and data reception on a small receiving station (10 Mbit/sec 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.

OIPS perform image compression with loss of the information with ratio 20, 50 and 100. The ratio of image compression is set by the program of operation OIPS. For compression of the image the 2-dimensional tree-structured wavelet transform is used. The computational burden on executions of compression are determined by the size of a mask base wavelet, by the sizes of blocks on which is split the images and amount of transform levels (than these parameters more themes, the quality of compression is better). Wavelet transform represents a convolution 2-dimensional matrix constructed from base wavelet, with the image block.

4. Choice of circuit technology for a construction OIPS.

The requirements to data processed streams (up to 10 Gbit/sec on all spectral channels) do impossible creation of the system with the centralized topological structure. Therefore the system is realized on a principle of distributed data processing on the basis of processors of the same type. The processor is supposed to use the new 32-digit digital signal processor (DSP) of the Analog Device corporation ADSP 21160. The ADSP-21160

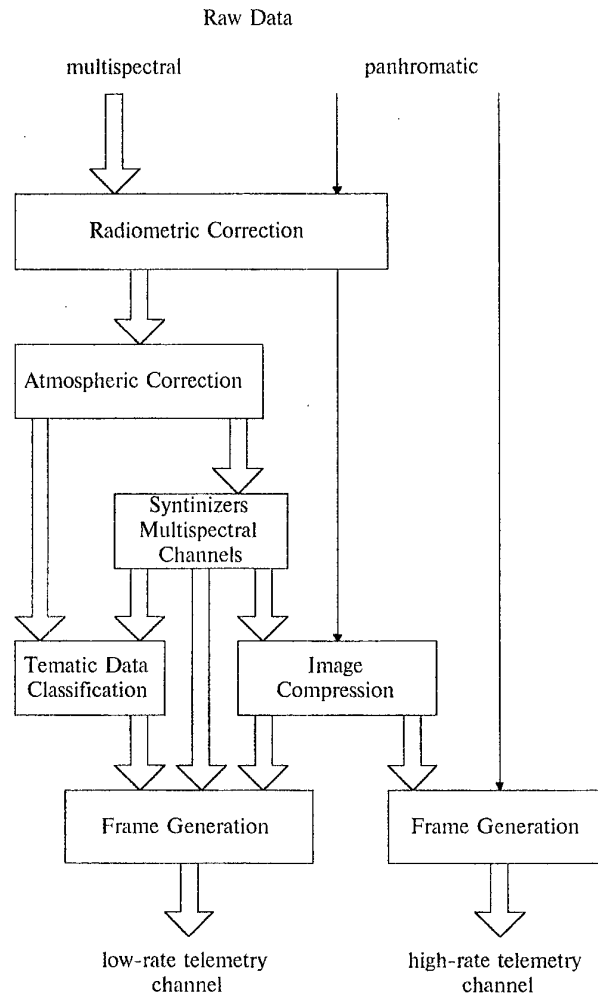


Figure 2. Image Processing Algorithm

includes a 100 MHz core for processing both 32-bit fixed-point and (32-bit, 40-bit) floating-point data types, a dual-ported 4 Mbit on-chip SRAM, an integrated I/O processor with multiprocessing support. The ADSP-21160 typical power dissipation is 2 watts, enabling 300 MFLOPS of performance per watt.

The use of the 32-digit processor is caused by necessary of calculations of difficult mathematical functions with high accuracy.

For reaching required computer power as the coprocessor to the central processor OIPS is used PLD of a family FLEX 10K of the Altera corporation.

Implementing DSP functions in FLEX devices provides the following advantages [3]:

- *Parallelism* - Implementing DSP algorithms in hardware permits parallelism, leading to significantly higher performance than typical DSP processors.

The scale of a function can often be increased with minimal performance degradation. In contrast, the sequential processing of traditional DSP processors causes performance to degrade linearly as the size of the computation increases;

- *Efficiency* - Many DSP algorithms such as FIR filters involve multiplication by a constant. The FLEX architecture contains look-up tables (LUTs), which can simplify multiplication. The LUT stores the precomputed values, eliminating the area and performance cost of a full multiplier.

- *In-circuit reconfigurability (ICR)* - ICR permits the algorithm or function to be changed while operating in-circuit. This feature enables algorithm updates in the field and allows functions to vary according to control panel input.

- *Specialized algorithms* - FLEX 10K devices have embedded array blocks (EABs) that can implement specialized algorithms, including those that require the storage and rapid retrieval of intermediate values (examples - fast Fourier transform (FFT), 2-dimensional FFT and discrete cosine transform functions).

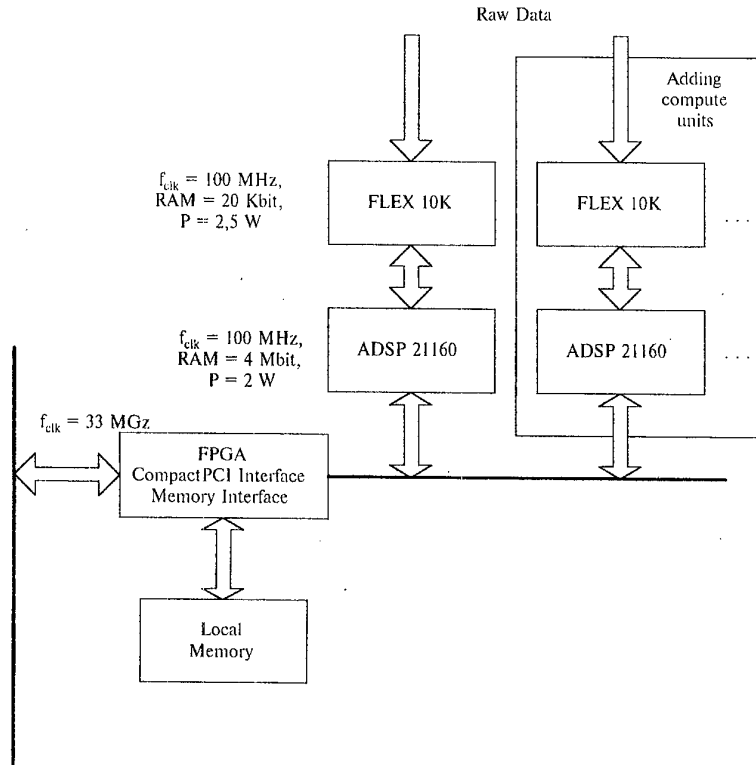


Figure 3. Onboard Image Processing System Architecture

On PLD the algorithms of radiometric correction, filtration, feature extraction by the different spectral band images, wavelet transform for image compression will be realized. In the application, because of parallel processing, will allow on one - two of the order faster, than DSP to execute the listed above functions. The given chip will operate on frequency 100 MHz with transmission of the information on DSP on a 8-bit port. The choice PLD of family FLEX 10K is stipulated first of all by presence in it of the embedded array blocks.

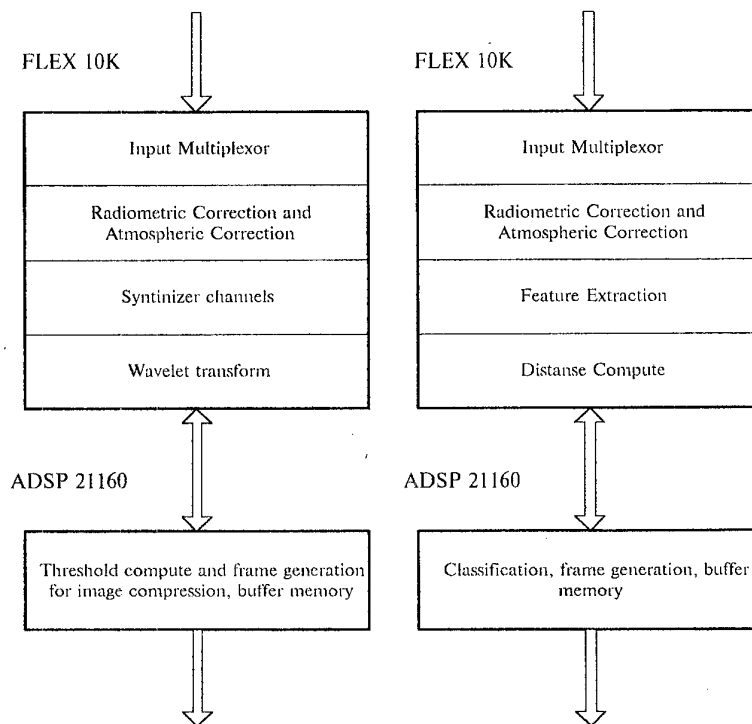


Figure 4. Use of compute units

Designed performances OIPS

Capacity of input channels	8 - 16 bits
Frequency of input channels	100 MHz
Clock frequency of DSP и FLEX 10K	100 MHz
Channel capacity	
- low-rate telemetry channel	1 - 10 Mbit/sec
- high-rate telemetry channel	>32 Mbit/sec
Ratio of image compression	
- no information losses	2 - 4
- with information losses	20, 50
Bus	CompactPCI
Frequency of output channels	33 MHz
Capacity of output channels	32 bit
Power consumption	<20 W

Conclusion

The authors design variant of a OIPS architecture, which allows to achieve the greatest computer power OIPS without increase of clock frequency of system operation. A distinctive feature of the offered processing system is the use as computer devices DSP together with PLD. Such variant has some advantages compared to the system constructed only on DSP or processor with RISC architecture:

- From two up to several tens time the computer power of the system is increased at implementation of a 2-dimensional convolution and 2-dimensional FIR-filters, that allows proportionally to reduce time of image compression and multispectral image processing;

- Allows to realize at application PLD of large integration in one chip together with functions of signal processing and function of the controller CompactPCI bus what that to reduce the nomenclature of used chips.

The implementation of the image processing module in a format CompactPCI for its interaction with central computers and data transmission to the onboard storage device and telemetry system allows:

- To change a configuration of the computing system depending by the requirements to its computer power and tasks, which it will decide, mounting required modules;

- Allows if necessary easily to realize redundancy of some modules.

References

1. Michael Y. Jin, Wai-Chi Fang "On Board Processor Development for NASA's Advanced Radar Technology Program" Small Satellites for Earth Observation- Digest of the International Symposium of the International Academy of Astronautics, Berlin, November 4-8, 1996
2. Winfried Halle "Neuronal Network Application on Board the Micro Satellite Bird" Small Satellites for Earth Observation- Digest of the International Symposium of the International Academy of Astronautics, Berlin, November 4-8, 1996
3. Digital Signal Processing in FLEX Devices. Product Information Bulletin 23, January 1996 ver. 1. Altera.
4. Гарбук С.И., Гершензон В.Е. Космические системы дистанционного зондирования Земли.- М., А и Б, 1997, 396, ил.
5. Эскизный проект. Комплекс информационной аппаратуры подсистем «Ресурс-О» и «Океан-О».

**Проблемы комплексной обработки
космических снимков различного разрешения**

С.Кусимов, А.Султанов,
В.Багманов, Т.Нугманов

Уфимский Государственный Авиационный Технический Университет
Уфа, ул. К.Маркса, 12
тел./факс (3472)230689

Постановка задачи

В настоящее время прослеживается тенденция увеличения пространственного разрешения систем, применяемых в дистанционном зондировании Земли. С другой стороны, появляется опыт повышения информативности измерений за счет комплексной обработки данных, полученных от различных приборов.

Суть задачи состоит в следующем. Пусть имеются космические снимки одного и того же участка земной поверхности, геометрически совмещенные друг с другом, но имеющие различное пространственное разрешение. Предлагается обработать совместно космические снимки низкого и высокого разрешения таким образом, чтобы можно было сделать достоверные выводы о содержании некоторых классов земной поверхности в каждом пикселе на снимке низкого разрешения вне областей взаимного пересечения снимков (назовем эту обработку субпиксельным анализом).

Космические снимки одного сегмента земной поверхности, имеющие различное разрешение можно получить несколькими путями. Это могут быть, например, разные каналы одного и того же прибора, либо данные разных съемочных систем. В данной работе рассматривается случай, когда все снимки низкого разрешения получены одним прибором и представляют собой разные частотные каналы одного сканера. Так, описанную задачу можно решить для космических снимков со спутника "Ресурс-01" (разрешение 45 м) и со спутника NOAA-12 (5 частотных каналов с разрешением 1.1 км).

Предлагаемый метод решения

Предлагаемое решение описанной проблемы основано на предположении о линейной зависимости яркости каждого пикселя на снимке низкого разрешения от процентного содержания в нем того или иного класса поверхности. Каждый класс поверхности вносит в общий сигнал свой вклад, по которому и предлагается определить содержимое данного пикселя.

Анализ производится в несколько этапов.

Вначале производится классификация «обучающего» снимка высокого разрешения. В данном случае число классов не должно более чем на единицу превышать число каналов сканера с низким разрешением. Типы поверхности, выделяемые в классы, выбираются в соответствии с задачей, — например, вода, растительность, почва и прочее.

На следующем этапе для каждого пикселя «обучающего» снимка низкого разрешения вычисляется процентное содержание в нем классов поверхности. При этом используется информация о классах с «обучающего» снимка высокого разрешения.

Затем вычисляются коэффициенты упомянутой зависимости, которые и применяются впоследствии для решения обратной задачи — нахождения процентного содержания некоторого класса поверхности в пикселе снимка низкого разрешения при известной яркости пикселей. Таким образом, вычисление коэффициентов должно происходить с использованием снимков высокого и низкого разрешения, сделанных приблизительно в одно и то же время, иначе изменения поверхности во времени внесут значительную долю погрешности в вычисления.

При поступлении очередного снимка высокого разрешения коэффициенты корректируются. Приемлемая точность достигается за счет использования всех спектральных каналов снимка низкого разрешения (в случае снимков со спутника NOAA-12 — 5 спектральных каналов).

Очевидно, что в задачах оперативного наблюдения необходимо выделение группы таких классов поверхности, изменение в расположении и размерах которых происходят быстро, и, следовательно, их целесообразно отслеживать с максимально возможной частотой. Так, во время паводков полезно наблюдать за продвижением кромки воды, либо за процессом таяния снегового покрова; при наблюдении крупных пожаров также необходимо постоянно контролировать продвижение огня. С другой стороны, нет необходимости в непрерывном наблюдении за границами лесов или сельскохозяйственных угодий.

Актуальность решения задачи

Решение описанной задачи позволяет:

получать более оперативную информацию о быстро протекающих процессах. Возможность получать снимки высокого разрешения с требуемой частотой предоставляется не всегда. В этом случае проблема отчасти может быть решена с помощью субпиксельного анализа более доступных снимков низкого разрешения: выделив зоны с одинаковым процентным содержанием рассматриваемых классов поверхности и, сравнивая их на разных снимках, можно судить об изменении размеров и положения этих зон;

охватить наблюдением более обширные территории, чем позволяет это сделать использование снимков только высокого разрешения. В рассматриваемом примере снимки низкого разрешения охватывают более обширную площадь, чем снимки высокого разрешения. Коэффициенты зависимости, вычисленные для зон перекрытия снимков разного разрешения, можно применить для субпиксельного анализа оставшейся части поверхности;

уменьшить затраты на исследовательские работы (в частности, связанные с сохранением снимков) в ряде приложений, не требующих высокой точности выделения требуемых классов поверхности.

Таким образом, применение субпиксельного анализа может быть целесообразно, например, в тех случаях, когда необходима оперативная информация о незначительных в масштабе снимков низкого разрешения изменениях, которые, однако, необходимо отслеживать, либо для распространения наблюдений повышенной точности на значительные территории.

Проблемы, возникающие при решении

В настоящее время при решении поставленной задачи в случае снимков, полученных с разных спутников, возникают следующие трудности:

автоматическая привязка исходных снимков к географическим координатам, которая необходима для пространственного совмещения снимков и от точности которой существенно зависит качество дальнейшей обработки;

автоматическая классификация поверхностей на снимке высокого разрешения с учетом поставленной цели;

автоматическое обнаружение и исключение областей, закрытых облачностью, для уменьшения погрешности обработки; при некотором пороговом содержании закрытых облаками участков необходимо совсем отказаться от анализа;

автоматическое пространственное совмещение космических снимков низкого и высокого разрешения.

Нетрудно заметить, что основные трудности связаны с процессом подготовки исходного материала. Однако надо учесть, что большинство действий, необходимых для разрешения перечисленных выше проблем, выполняются обязательно при решении любых задач по дальнейшему исследованию снимков.

The complex processing of different resolution remote sensed images

S.Kusimov, A.Sultanov,
V.Bagmanov, T.Nugmanov

The Ufa State Air Technical University
Ufa, K.Marx street, 12
Phone/fax (3472) 230689

The statement of the problem

The tendency to increase the spatial resolution of the systems used in the Earth remote sensing is now traced. On the other hand, there is an experience of increase of measurements selfdescriptiveness by the integrated data processing.

The problem consists of the following. Let there are remotely sensed images of the same segment of the Earth surface geometrically combined one to another, but have the various spatial resolution. It is suggested to process this images so that it allows to make authentic conclusions about some surface classes contents in each low resolution pixel (we shall name this processing as subpixel analysis).

It is possible to receive different resolution remotely sensed images of one Earth surface segment by several ways. It can be, for example, the different channels of the same device, or different remote sensing systems data. In the given case it is considered, that all low resolution images are obtained by the same device and represent different frequency channels of the same scanner. So, the described problem can be decided for images from the "Resource-01" (45 m resolution) and NOAA-12 (5 channels with 1.1 km resolution) satellites.

The proposed solution method

The proposed solution of the problem is based on the supposition about linear relation between each low resolution pixel brightness and its surface classes percentage. Each surface class introduces to the general signal the contribution, which is used to determine contents of a given pixel.

The analysis is made in some phases.

In the beginning classification of a "learning" high resolution image is made. In our case number of classes depends on the low resolution scanner channels number. The types of surfaces grouped in classes, are selected pursuant to a problem, - for example, water, vegetation, soil and other.

At the following phase the percentage of surface classes for each pixel of the "learning" low resolution image is calculated. Thus the classes information of the "learning" high resolution image is used.

Then the factors of the mentioned relation are calculated and applied afterwards to the solution of a return problem - to determine the percentage of some surface classes in each low resolution pixel using known pixels brightness. Thus, the calculation of factors should happen to use the high and low resolution images made approximately in the same time, differently the time surface changes will introduce a significant error to calculations.

When the next high resolution image is obtained the factors are corrected. The acceptable accuracy is achieved by using of all low resolution image spectral channels (in case of NOAA-12 — 5 spectral channels).

Obviously, in tasks of operative observation it is necessary to allocate groups of such surface classes, that arrangement and size are changing fast, and, therefore, they are expedient for watching with the greatest possible frequency. So, during high waters it is useful to observe water edge propagation, or snow cover thawing; when large fires observation it is also necessary to inspect fire propagation. On the other hand, there is no necessity in the continuous forest boundaries observation.

The solution relevance

The solution of described problem allows:

to receive the more operative information on fast flowing past processes. It is often difficult to receive high resolution remotely sensed images with required frequency. In this case the problem can be partly solved by using of the subpixel analysis with more accessible low resolution images: by allocating zones with identical considered surface classes percentage and comparing them for different low resolution images, it is possible to determine resizing and position changes of these zones;

to expand observation for more extensive territories, than it allows by using of high resolution remotely sensed images only. In a considered example the low resolution images cover the more extensive area, than the high resolution ones. It is possible to apply the relations factors, calculated using the overlap zones of different resolution images, for the subpixel analysis of the rest of the surface;

to reduce research activities costs (in particular connected with images storing) in a number of the applications which are not requiring the high accuracy of demanded surface classes allocation.

Thus, it is efficient to use the subpixel analysis, for example, when need to get an operative information on little surface classes changes using low resolution images, or when expanding observations of increased accuracy on large territories.

The arising problems

In case of different remote sensing systems images processing the following difficulties are arising:

automatic binding of initial images to geographical coordinates, which is necessary for spatial overlapping of images and on which accuracy quality of further processing essentially depends;

automatic classification of surfaces on the high resolution images according to task;

autodetect and elimination of areas covered by clouds, for reduction of processing errors number;

automatic spatial overlapping of different resolution remotely sensed images.

It is easy to notice, that the main difficulties are connected to the initial material preparation process. However it is necessary to take into account, that majority of operations necessary for the above listed problems solution, are executed necessarily during the solution of any problems on further research of remotely sensed images.

Методы обработки информации РСА в системах управления природными ресурсами.

И. В. Елизаветин, П.А. Широков

НПО Машиностроения, Реутов, Московская обл., Россия, 143952,

тел: (7) 095 528 7403, факс: (7) 095 302 2001, e-mail:

npo@mashstroy.msk.su

Реферат

Доклад представляет описание программного комплекса обработки данных дистанционного зондирования радиолокатором с синтезированием апертуры антенны (РСА). Рассмотрены концепция комплекса, основные требования к нему, перечень решаемых задач, структура и состав средств. Приведено краткое описание входящих в программный комплекс модулей.

В докладе рассматривается концепция программного комплекса обработки радиолокационных данных дистанционного зондирования Земли на наземном пункте - Комплекс Обработки Радиолокационных Данных (КОРД). Система предназначена для обработки данных как с космических платформ, так и с авиационных носителей. В основе концепции лежит требование к системе обработки по максимально полному выделению информации из радиолокационных данных и генерацию полного набора вторичных информационных продуктов. КОРД должна работать с двумя типами данных ДЗ. К первому типу относятся данные с коммерческих радиолокационных систем наблюдения, т.е. такие данные, которые доступны широкому кругу пользователей, распространяются без каких-либо ограничений и сопровождаются достаточно полной служебной информацией, достаточной для дальнейшей обработки. Программный комплекс КОРД поддерживает обработку такого типа данных в части снимков с космических РСА SIR-C/X, ERS-1/2, JERS-1, Radarsat, ALMAZ-1. Структура программного комплекса является расширяемой, т.е. может быть добавлена возможность работы с данными перспективных радиолокационных систем наблюдения, таких как Radarsat-2, ENVISAT. Ко второму типу данных относятся снимки с некоммерческих и специальных радиолокационных систем, обладающих специфическими характеристиками и часто не сопровождаемые подробной служебной информацией. К этому типу относятся, например, данные с самолётных носителей РСА. Одним из основных требований к КОРД является поддержка обработки многочастотных, многополяризационных, многокурсных и разновременных данных. На выходе системы формируется набор информационных продуктов или слоев. Эти слои могут быть в дальнейшем интегрированы в наиболее распространённые геоинформационные системы. Примерами слоёв являются растровые или векторные данные с результатами классификации с

использованием различных свойств радиолокационного сигнала (отражательной способности поверхности, пространственной текстуре снимка, характеристикам движущихся объектов) или новые информационные продукты, такие как цифровые модели рельефа, матрицы локальных наклонов поверхности, результаты корреляционного анализа двух и более снимков и т.д.

Для большого числа пользователей данных дистанционного зондирования, привыкших к работе с оптическими данными, восприятие радиолокационной информации представляет определённые трудности. Это связано с некоторыми особенностями рассеяния радиолокационного СВЧ сигнала подстилающей поверхностью и, как следствие, с яркостью объектов поверхности на снимке. Второй особенностью РСА является боковой обзор при получении снимков и связанные с этим специфические геометрические искажения. Таким образом, одной из целей создания КОРД является преобразование снимков РСА к стандартной форме представления (плановая проекция), при которой возможно совмещение их с данными, полученными другими датчиками.

В литературных источниках можно найти несколько концепций обработки радиолокационных данных дистанционного зондирования, например: концепции интерферометрической [1], [2] и дифференциальной интерферометрической обработки [3], [4], генерации цифровых карт на основе вторичных продуктов интерферометрической обработки [5], [6], [7], генерации топографических карт [8].

Представленная в этом докладе концепция и её реализация оперирует с полным перечнем продуктов радиолокационных данных, а не только с какой-либо ветвью обработки. Общая схема потока обработки данных представлена на рисунке 1. На рисунке 2 показан "параметрический куб", с помощью которого может быть представлен весь объём исходных данных для обработки, включая интерферометрическую на нескольких частотах и с разными базами, стереообработку и различные методы классификации.

Представленная в докладе концепция системы обработки радиолокационных данных ДЗ реализована в НПО Машиностроения в виде программного пакета, включающего в себя набор модулей, которые могут быть скомбинированы в различных сочетаниях, соответствующих целям обработки. Пакет ориентирован на работу на персональных компьютерах или рабочих станциях под управлением операционных систем Windows95, Windows98, WindowsNT.

Модули в составе пакета могут быть условно разделены на формирующие основной поток обработки данных и модули обеспечивающие выполнение служебных операций.

Структура КОРД включает в себя следующие модули.

1. Модуль первичной обработки данных РСА (синтез изображения из радиолограммы). Модуль имеет следующие основные свойства :

- возможность изменения пользователем параметров опорной функции;
- использование адаптивного алгоритма обработки;
- реализация процедуры "быстрого" синтеза с ухудшенным пространственным разрешением для получения обзорных изображений полной сцены и выбора по ним интересующего пользователя участка для дальнейшей детальной обработки;
- наличие функции автофокусировки и интерактивной фокусировки, производимой оператором по выбранным ярким точкам.

2. Модуль геокодирования и орторектификации радиолокационных изображений. Модуль реализует следующие базисные функции:

- геокодирование (трансформация изображений из проекции наклонной или наземной дальности РСА в выбранную картографическую проекцию);
- орторектификация изображений (преобразование к плановой проекции) с использованием опорных цифровых карт рельефа местности или цифровых моделей возвышений рельефа, полученных стерео или интерферометрической обработкой самих радиолокационных данных;
- геокодирование и орторектификация цифровых матриц рельефа, сгенерированных стерео и интерферометрическим процессорами;
- трансформация изображений из проекции наклонной дальности в наземную путевую проекцию (в качестве модели поверхности может быть использована плоскость, сфера или эллипсоид);
- уточнение текущих параметров орбиты платформы РСА с использованием наземных контрольных точек выбранных на изображении (решение обратной задачи);
- расчет маски областей затенения для обрабатываемого изображения и маски областей с обратными склонами относительно направления визирования.

3. Модуль генерации цифровых матриц рельефа. В пакете реализовано два метода: стереометрический и интерферометрический как два отдельных программных процессора. Для стерео процессора в качестве входных данных используются снимки в наземной путевой проекции, а для интерферометрического процессора в проекции наклонной дальности. Выходом обоих процессоров является растровый файл, представляющий собой геокодированную и орторектифицированную матрицу возвышений рельефа. Оба процессора в качестве дополнительной функции имеют возможность использовать опорные данные о рельефе. Это может быть стандартная цифровая карта рельефа, более крупномасштабная и с худшим разрешением, чем результирующая, либо результат восстановления рельефа другим методом, стерео методом для интерферометрического и наоборот. Для интерферометрического метода реализована многочастотная обработка и использование группы снимков с разными интерферометрическими базами. В качестве дополнительного продукта

интерферометрической обработки создаётся матрица когерентности снимков, которая может быть использована при классификации типов растительности, покрывающих поверхность, и матрица локальных наклонов поверхности. Более детально процессоры восстановления рельефа поверхности, разработанные в НПО Машиностроения, рассмотрены в [9].

В интерферометрический процессор включена возможность обработки данных РСА методом дифференциальной интерферометрии, позволяющей обнаруживать мелкомасштабные (до единиц сантиметров) подвижки земной поверхности по трем и более интерферометрическим снимкам.

4. Модуль классификации объектов на поверхности. Алгоритмы классификации можно разделить на две группы, соответствующие типу классифицируемых объектов. Все объекты условно разделяются на точечные цели и пространственно распределённые объекты. Точечные цели представляют собой яркие элементы изображения размером в несколько пикселей. Обычно это объекты искусственного происхождения. Объекты на изображении, имеющие естественную природу (леса, водоёмы, структуры рельефа), или сельскохозяйственные поля рассматриваются как пространственно распределённые объекты. Согласно такому делению, модуль классификации разделяется на две группы алгоритмов:

- алгоритмы для обнаружения и классификации точечных целей на фоне спекл-шума, имеющего различные статистические свойства (текстуру);

- алгоритмы классификации типов подстилающей поверхности различными подходами: с обучением и без обучения, алгоритмы использующие нейросетевую классификацию.

5. Модуль обнаружения движущихся целей.

6. Модуль улучшения изображений. В модуле реализованы функции подавления спекл-шума и стандартные операции обработки изображений (коррекция гистограммы, выделение контуров, свертка и т.д.).

7. Модуль анализа изображений. Включает следующие основные группы алгоритмов анализа:

- текстурный анализ по одномерной и двумерной гистограммам изображения;

- частотный анализ, включая операции коррекции спектра и генерации нового изображения со скорректированным спектром;

- регрессионный анализ.

8. Модуль импорта и экспорта данных. Этот модуль выполняет набор операций по преобразованию исходных данных во внутренний формат пакета, чтение наиболее распространённых вариантов формата данных CEOS, запись параметров CEOS в заголовки файла изображения или в отдельный файл, экспорт результирующих растровых изображений из внутреннего формата в наиболее распространённые форматы, поддерживаемые другими пакетами

обработки растровых изображений, и в форматы геоинформационных систем. В модуле выполняется такая специфическая для радиолокационных данных операция, как преобразование интенсивности амплитудного снимка в значения удельной эффективной площади рассеяния, которые являются мерой отражательной способности поверхности и используются для классификации типов поверхности. Модуль экспорта/импорта включает некоторые алгоритмы сжатия данных.

9. Модуль трехмерного представления результатов обработки радиолокационных данных. обеспечивает возможность перспективного представления цифровых моделей рельефа с наложением на них амплитудных изображений (текстур), внедрением характеристик объектов из базы данных, представляющих собой результаты классификации типов поверхности и точечных целей. Необходимость реализации трехмерного представления результатов обработки в программном пакете обусловлена важностью контекстного анализа оператором всей совокупности полученных данных.

10. Модуль моделирования радиолокационных данных. Имеется возможность моделирования следующих типов данных:

- радиоголограмма;
- изображение в проекции наклонной дальности и в проекции наземной дальности в комплексной или действительной форме;
- интерферограмма поверхности, компенсированная (фаза зависит только от высоты) и некомпенсированная (набег фазы по высоте и наземной дальности);
- второй снимок стереопары с использованием параметров движения и амплитуд первого снимка.

Моделирование радиолокационных данных разделяется на два процесса: геометрическое и радиометрическое моделирование. В программном блоке геометрического моделирования рассчитываются пространственные соотношения между элементами поверхности на снимке с использованием параметров движения платформы, условиями съёмки и данных о высотах рельефа. В блоке радиометрического моделирования определяется яркость каждого элемента снимка с привлечением результатов геометрического моделирования, априорно известного уровня шероховатости поверхности и её диэлектрических свойств. Для радиометрического моделирования выбирается соответствующая перечисленным выше параметрам модель радиолокационного рассеяния поверхности. В пакете реализованы наиболее распространенные модели рассеяния: геометрической оптики, физической оптики, интегральная и некоторые простые модели, как то, функция косинуса в степени один, полтора, два, три.

Приведённые ниже рисунки демонстрируют некоторые результаты обработки многочастотных данных РСА представленным пакетом КОРД.

На рисунке 3 показано амплитудное изображение участка Московской области в районе г.Жуковский, полученное РСА SIR-C в L

диапазоне (длина волны 24 см). Это часть полного снимка, одного из группы тестовых данных, которая включает снимки L, S, C, X частотных диапазонов, полученных PCA Алмаз-1, ERS-1 и SIR-C/X.

На рисунке 4 представлена компенсированная интерферограмма (разностно-фазовая картина поверхности) в С диапазоне по участку, показанному на рисунке 3. Скачкообразное изменение яркости соответствует фазовому переходу 0-360 градусов.

На рисунке 5 показана цифровая модель рельефа, полученная интерферометрической обработкой, в трехмерном представлении.

На рисунке 6 представлены результаты классификации типов поверхности при совместной обработке многочастотных данных PCA SIR-C/X. При визуализации использовались цветовые RGB каналы, соответственно, для амплитудного снимка С диапазона, разности амплитуд между снимками L и С диапазонов и матрицы фазовой когерентности между разновременными снимками интерферометрической пары С диапазона.

На рисунке 7 представлены результаты классификации без обучения с использованием многочастотных и разновременных данных PCA SIR-C. Были взяты четыре изображения в L и С диапазонах, полученные с интервалом в один день, и обработаны совместно с целью выделения четырёх классов растительного покрова: лес, трава, сельскохозяйственные поля и смешанные участки кустарника и травы.

Литература.

1. M.W.A. van der Kooij, B. Armour, J. Ehrismann, H. Schwichow and S. Sato, A Workstation for Spaceborne Interferometric SAR Data // Proceedings of IGARSS'96, Lincoln, Nebraska, Volume 1, P.339-341.
2. Yuzo Suga, Shoji Takeuchi, Chinatsu Yonezawa, Generation of Digital Elevation Model Using JERS-1/SAR Interferometry // In Proc. of European Conference on Synthetic Aperture Radar (EUSAR'98). May 25-28, 1998. Friedrichshafen, Germany. P.507-510.
3. Didier Massonnet, Producing ground deformation maps automatically: the DIAPASON concept // Proceedings of IGARSS'97, CD Digest, P.404-407.
4. Urs Wegmuller, Tazio Strozzi, Characterization of Differential Interferometry Approaches // In Proc. of European Conference on Synthetic Aperture Radar (EUSAR'98). May 25-28, 1998. Friedrichshafen, Germany. P.237-240.
5. Z. Bergen, D. Kaizer and R. Carande, REX: An Automated Road Extraction Algorithm for SAR Imagery // Proceedings of IGARSS'96, Lincoln, Nebraska.
6. F.M. Ngai, R.E. Carande, Automated Rapid mapping with Interferometric Synthetic Aperture Radar Data // Proceedings of IGARSS'96, Lincoln, Nebraska, Volume 1, P.665-667.
7. S.Takeuchi, C.Yonezawa, Extraction of Land Cover Information Using JERS-1/SAR Interferometry // In Proc. of European Conference on

Synthetic Aperture Radar (EUSAR'98). May 25-28, 1998. Friedrichshafen, Germany. P.503-506.

8. U.Wegmuller, SAR Processing, Interferometry, Differential Interferometry and Geocoding Software // In Proc. of European Conference on Synthetic Aperture Radar (EUSAR'98). May 25-28, 1998. Friedrichshafen, Germany. P.145-147.

9. I.V.Elizavetin, The optimum scheme of the processor for DEM generation from SAR data // In Proc. of European Conference on Synthetic Aperture Radar (EUSAR'98). May 25-28, 1998. Friedrichshafen, Germany. P.131-133.

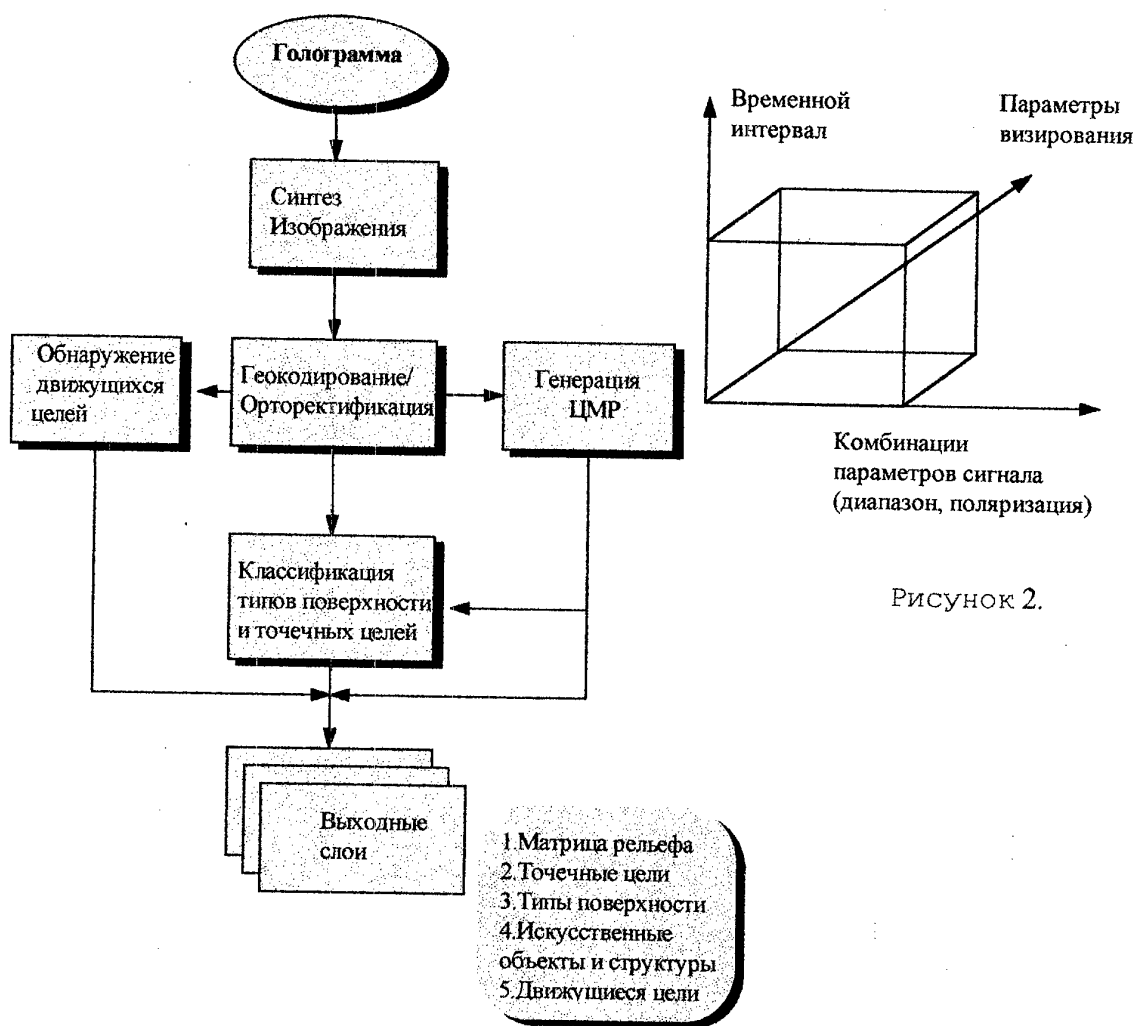


Рисунок 1.

Рисунок 2.



Рисунок 3

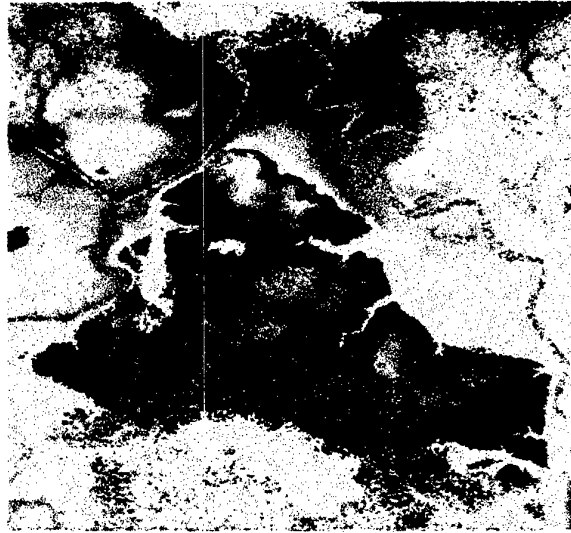


Рисунок 4.

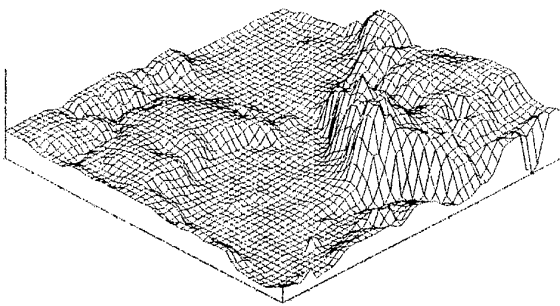


Рисунок 5.

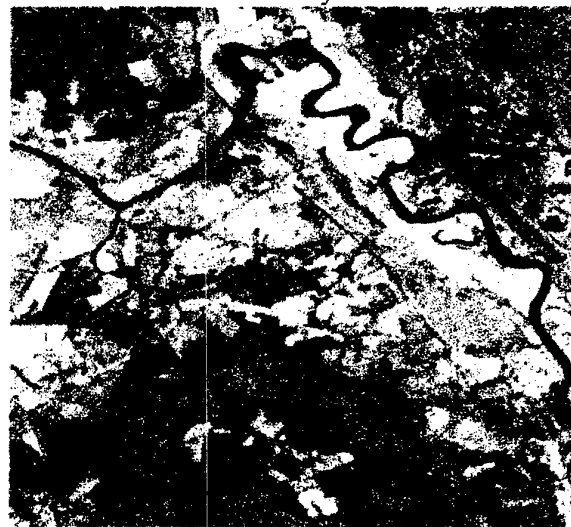


Рисунок 6.

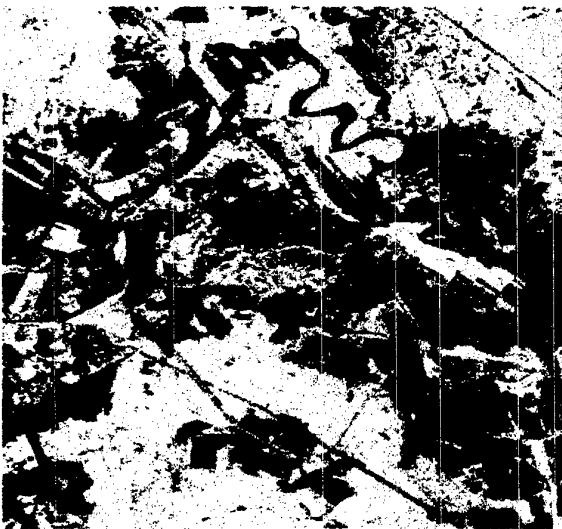


Рисунок 7.

The SAR data processing methods for the nature resources control systems

I. V. Elizavetin, P.V.Shirikov

NPO Mashinostroenia, ALMAZ Center, Reutov, Moscow region, Russia,
143952,

tel: (7) 095 528 7403, fax: (7) 095 302 2001, e-mail: npo mashstroy.msk.su

Abstract

This paper presents the description of a software package for the processing of Earth remote sensing images, obtained from spaceboard or airborne radars with synthetic aperture antenna (SAR). The concept of software package, the main requirements, the list of provided processing tasks, packages structure and list of algorithms are considered. The short description of processing modules included into package is presented.

In this paper the concept of software system for ground processing of the remote sensing radar data obtained from spaceboard and airborne SAR's (Radar Survey System - RSS) is considered. The purpose of the concept presentation is the definition of structure of the software package for SAR data processing and list of modules, included into it. The final requirement to data processing system is the maximum complete extraction of the information from the raw radar data and generation of the complete set of the new secondary information products. The RSS should operate with two kinds of the information. At first, the orientation to the data of remote sensing systems special intended for commercial use is stipulated, i.e. the snapshots of the Earth surface from these systems should be accessible to a big number of users, to be distributed without restrictions and to be accompanied by the standard data on surveillance. The RSS software supports data processing from SAR platforms SIR-C/X, ERS-1/2, JERS-1, Radarsat, ALMAZ-1. The second kind of the input information - data from noncommercial sources on which surveillance parameters are absent or they are incomplete. It can be the data from number of airborne SAR. The RSS package uses complex processing of multifrequency, multipolarizing, multitemporary, multipositional radar data. On an output of system the set of information product layers is created. Each layer corresponds to results of classification of the ground objects on image under some properties (reflectivity, spatial features, movement features) or new information product (digital elevation models, matrix of the local surface slopes, cross images correlation matrix, etc.)

There are number of SAR data processing concepts presented in literature sources: the interferometric [1], [2] and differential interferometric processing concepts [3], [4] the maps producing based on the interferometry features [5], [6], [7], topo maps producing [8]. The concept and it releaze are presented here should have deal with full range of SAR data products, not only with particular brunch of processing. The overall scheme of data flow is presented on the figure 1. It must process the data are placed into the "parametrical cube" as showed on the figure 2, including interferometry

(multiband and multibase), stereo processing and number of classification methods.

The presented here concept of SAR data processing system is realized in NPO Mashinostroenia as software package which includes number of separate modules. The package is oriented on working with personal computers or workstations under operational systems Windows95, WindowsNT. The sizes of processed files are limited only to volume of disk space of the computer system.

The structure of RSS includes the following elements (modules).

1. Module of SAR signal processing (syntthesis of images from raw radio hologramms). The general properties of the module are following:

- an opportunity for the generation of the features of phase history function by the user;
- use of adaptive processing algorithm;
- an opportunity of fast processing procedure with degraded spatial resolution for image overall looking and choice of the site interested for user;
- function of autofocusing or handle focusing by the operator use chosed bright point.

2. The module for geocoding/orthorectification of SAR images. It includes the following basic operations:

- geocoding of images from the SAR antenna system (slant or ground range projection) to the choisen cartographical projection;
- images orthorectification use by reference standard digital maps or digital surface elevation models generateted from stereo or interferometric data processing;
- geocoding and ortorectification of the digital elevation matrixes generated by stereo and interferometric processors;
- images transformation from slant range projection to ground one (on the reference model of spheroid, ellipsoid or ground plane);
- adjusting of platform orbital parameters use ground control points taken from the SAR image (decision of a reverse task).
- generation of layovers and shadows masks on the image.

3. Module of generation of the digital relief maps. Here two famouse methods are realized: stereometric and interferometric as two separate processors. The interferometric processor requires the slant range projection image as input one and the stereo processor requires ground range projection image. The output of both processors is the geocoded and orthorectificated digital elevation matrix of surface as raster layer. Both processors includes option of input reference layer. It may be standard digital elevation map with bigger scale and low accuracy or result of stereo pccessing for interferometry procedure and contrary. For interferometric processing the multiband and multibase modes methods are realized. As additional products of interferometric processing the matrix of coherence is created which can be used for classification of surface coverage vegetation types and matrix of local surface slopes. In more detail the 3-D processor developed in NPO Mashinostroenia is considered in [9].

Into interferometric processor the option of differential interferometry is included allowing to joint process a number of interferometric images for the surface small-scale shifts detection.

4. Module for the surface objects classification. It is shared on two separate modules according to a type of objects. The objects are conditionally considered as point targets and spatially distributed objects. To point targets the bright elements on the image are concerned which occupy a little bit, up to ten, pixels. Usually it is artificial objects. The objects of the images which have a natural origin (forest, water reservoirs, relief structure) or agricultural fields can be concerned to the spatially distributed (allocated) objects. According to this notation the module of classification includes the following sub-modules:

- module for detection and classification of the point targets on a speckle-noise background with various statistical features (textures);
- module for classification of coverage surface types by number of methods: with training and without one, using algorithms of neural networks;
- lineaments analysis.

5. Module of moving targets detection. It realizes the various methods using as one image and a pair of snapshots, received with some time interval or simultaneously on different frequencies.

6. Module of images improvement. Realizes functions of speckle-noise suppression and standard operations of processing of the images (histogramm correction, edge detection, etc.) optimized for operating with radar data.

7. Module of the image analysis. Number of the following operations of image analysis are realised into this module:

- texture analysis on one-dimensional and two-dimensional histogramms;
- frequency analysis, correction of a spectrum and generation of new image with corrected spectrum.
- regression analysis.

8. Module for import and export of data. This module carries out operations of transformation of input data into an internal format of system, reading of the most widespread variants of CEOS formats, record CEOS data into file header or into a separate text file, export of the resulted raster layers from internal format to the most distributed formats of raster image processing packages and formats of geoinformation systems. Specific operation for the remote sensing SAR data is the transformation of power or amplitude values of the signal into values of surface backscattering. The import/export module includes specific algorithms of radar data compression concerning to both raw data and images.

9. Module of three-dimensional representation of results of radar imaging. It has an opportunity of overlay of the radar or non-radar texture on the relief elevation matrix, accommodation of the objects patterns from a database generated under results of classification of the point target. The function of "flight above surface" is realized here. The necessity of inclusion into the system of the the module of three-dimensional data visualization is

caused by an opportunity of the additional contextual analysis by the operator of all set of the processed layers.

10. Module of radar data modeling. The following kinds of the data are simulated:

- raw data (radar hologramm);
- slant range images and ground range images in magnitude and complex form;
- surface interferogramm, flattened and non-flattened;
- second image of stereopair user the first image.

The images modeling is shared into two modules - geometrical modeling and radiometric modeling. In the block of geometrical modeling the spatial relations between elements of the image are calculated use orbital parameters of platform, surveillance conditions and digital height matrix. In the module of radiometric modeling the brightness of each element of the image is determined use their spatial definitions calculated into the geometrical module, level of a roughness and dielectrical properties of material according to the chosen model of radar backscattering. Some most widespread models are realized: geometrical optics, physical optics, integral equation and some simple models as cosin functions by factors one, 1,5, two, three.

Figures below demonstrate the general scheme and results of multiband SAR data processing use RSS software.

On the figure 3 the maginitude image of Moscow region site from SIR-C/X SAR in L band is shown. It one image of data set that contains L, S, C, X band images from Almaz-1, ERS-1, SIR-C/X SAR platforms.

The flattened interferogramm of Moscow region site in C band is shown on the figure 4.

Figure 5 presents the digital elevation matrix of site generated by interferometric processor.

The figure 6 shows the result of joint classification of ground surface coverage types use SIR-C/X SAR data set. For visualization in RGB channels the amplitude C band image, the amlidudes difference of L and C images, and phases coherence matrix of C band interferometric pair were used.

On the figure 7 the result of unsupervised classification of multiband and multitemporal SIR-C SAR data is presented. The four images of L and C bands taken at two different days were processed jointly for extraction of four vegetation coverage classes: forest, grass, agriculture vegetation, and mixed bush and grass.

References.

1. M.W.A. van der Kooij, B. Armour, J. Ehrismann, H. Schwichow and S. Sato, A Workstation for Spaceborne Interferometric SAR Data // Proceedings of IGARSS'96, Lincoln, Nebraska, Volume 1, P.339-341.
2. Yuzo Suga, Shoji Takeuchi, Chinatsu Yonezawa, Generation of Digital Elevation Model Using JERS-1/SAR Interferometry // In Proc. of European Conference on Synthetic Aperture Radar (EUSAR'98). May 25-28, 1998. Friedrichshafen, Germany. P.507-510.

3. Didier Massonnet, Producing ground deformation maps automatically: the DIAPASON concept // Proceedings of IGARSS'97, CD Digest, P.404-407.

4. Urs Wegmuller, Tazio Strozzi, Characterization of Differential Interferometry Approaches // In Proc. of European Conference on Synthetic Aperture Radar (EUSAR'98). May 25-28, 1998. Friedrichshafen, Germany. P.237-240.

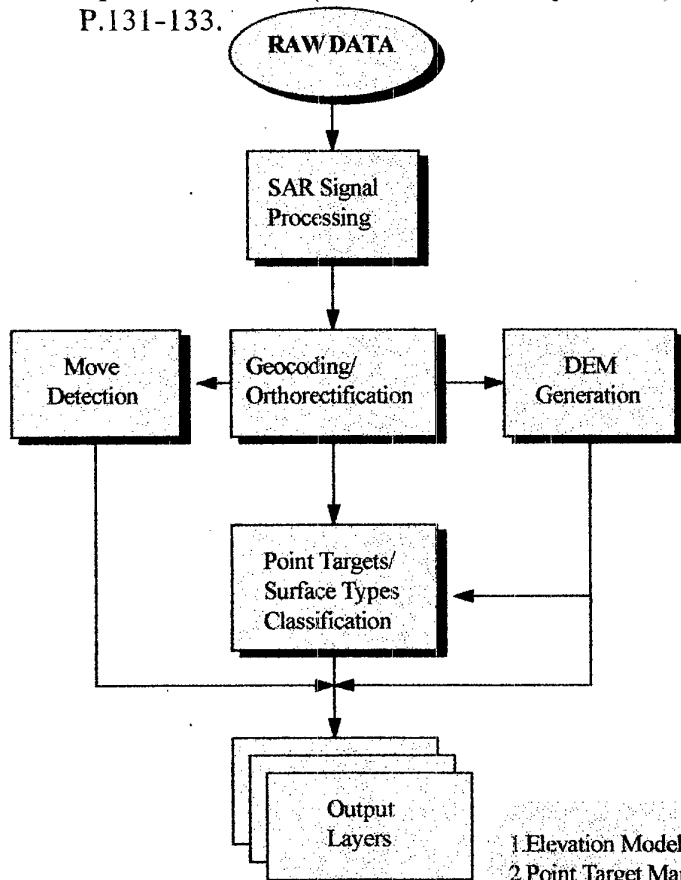
5. Z. Bergen, D. Kaizer and R. Carande, REX: An Automated Road Extraction Algorithm for SAR Imagery // Proceedings of IGARSS'96, Lincoln, Nebraska.

6. F.M. Ngai, R.E. Carande, Automated Rapid mapping with Interferometric Synthetic Aperture Radar Data // Proceedings of IGARSS'96, Lincoln, Nebraska, Volume 1, P.665-667.

7. S.Takeuchi, C.Yonezawa, Extraction of Land Cover Information Using JERS-1/SAR Interferometry // In Proc. of European Conference on Synthetic Aperture Radar . May 25-28, 1998. Friedrichshafen, Germany. P.503-506.

8. U.Wegmuller, SAR Processing, Interferometry, Differential Interferometry and Geocoding Software // In Proc. of European Conference on Synthetic Aperture Radar. May 25-28, 1998. Friedrichshafen, Germany. P.145-147.

9. I.V.Elizavetin, The optimum scheme of the processor for DEM generation from SAR data // In Proc. of European Conference on Synthetic Aperture Radar (EUSAR'98). May 25-28, 1998 Friedrichshafen, Germany. P.131-133.



I. Elizavetin, P. Shirokov

- 1.Elevation Model
- 2.Point Target Map
- 3.Surface Types Map
- 4.Urban Structures
- 5.Move Targets Map

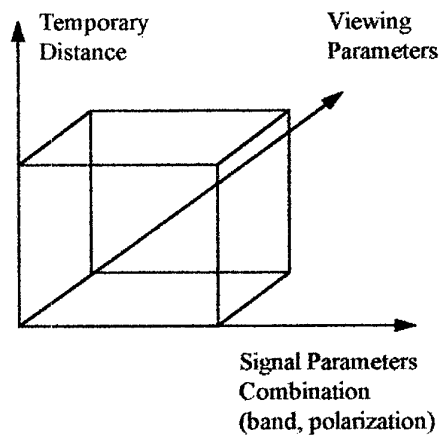


Figure 2.

Figure 1.



Figure 3

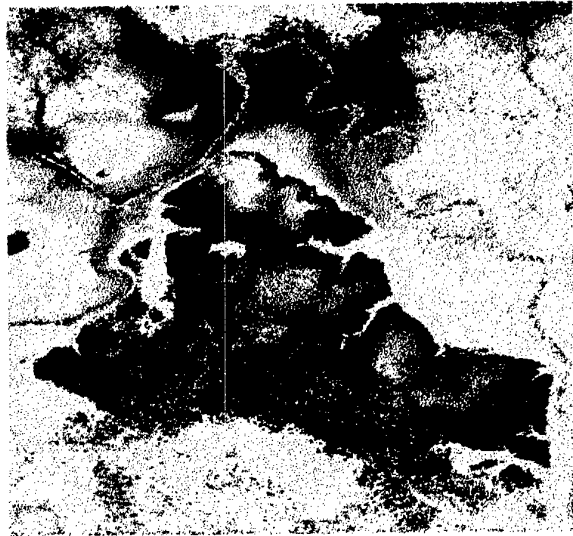


Figure 4.

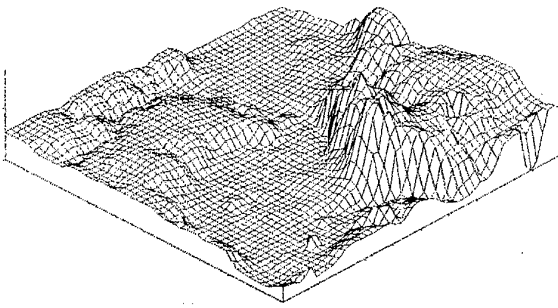


Figure 5.

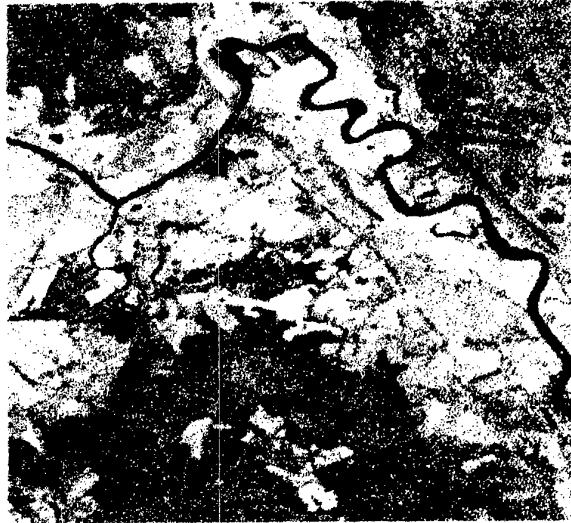


Figure 6.

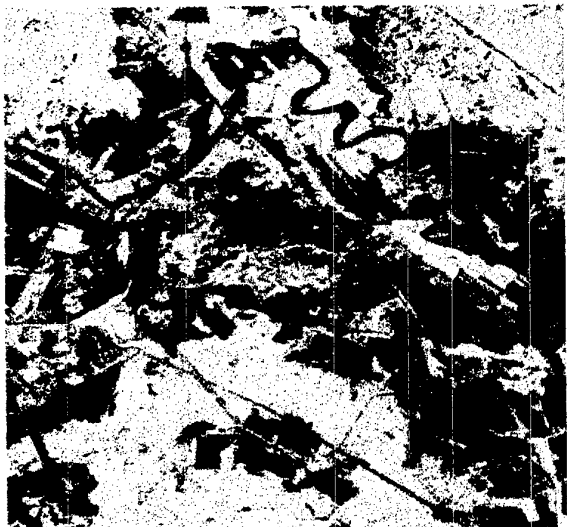


Figure 7.

Разработка генератора плазмы на тлеющем разряде для снятия электростатических зарядов с МКА

В. Иванов
ЦНИИМаш
141.070 г. Королев, Московская область
ул. Пионерская, 4
Факс: (095) 513 4393

В ЦНИИМаш отрабатывается конструкция генератора плазмы в тлеющем разряде инертных газов для системы нейтрализации электростатических зарядов на МКА. При этом используются его уникальные физические свойства, а именно: высокая стабильность разряда при давлении газа от 0.001 до 100 Торр, низкая температура плазмы в разряде ~ 300...700°K и малый уровень потребления электроэнергии разряда 1..20 Ватт/(мг/с).

Повышенный эффект плазмообразования и снятия заряда обеспечиваются сложной структурой разряда, в виде внутреннего предиионизатора, и основного внешнего, в котором генерируется ионная разреженная плазма.

Разработка проводилась путем инженерно-физического системного конструирования:

- экспериментально-физическим формированием разрядного процесса;
- инженерно-конструкторской оптимизацией устройства генератора.

Такой системный подход позволил существенно сократить сроки и затраты на разработку конструкции, отвечающей требованиям к МКА по миниатюризации.

В стендовых испытаниях, лабораторный образец генератора показал устойчивость работы в различных режимах при использовании достаточно технологичного газа Аргон. Это позволило определить реальный облик антистатической защиты МКА с новым типом тлеющего разряда в генераторе плазмы. Оценки показали, что при требуемом для МКА нейтрализационном эффекте, он по сравнению например, с нейтрализатором на основе СПД создает определенные преимущества, в частности:

- повышение плотности тока нейтрализации ~ до 10 раз;
- снижение энергопотребления ~ в 3 раза, при технических характеристиках:

• напряжение источника питания	U	≤ 600 вольт;
• потребляемая мощность	P	5÷20 ватт;
• расход рабочего газа	q	0.1±0.5 мг/сек.;
• масса/габариты	M/(L×D)	50/(20×10)Г/(мм×мм).

Приемлемые величины массогабаритных характеристик системы антистатической защиты МКА могут быть достигнуты за счет оптимизации системы подачи рабочего тела и выбора его компромиссного состава исходных компонент, - жидкости и газа.

Development of the generator of plasma on smouldering discharge for removal of electrostatic charges with small spacecraft

A. Ivanov
CNIIMash

141.070, The queens, Moscow area
Street. Pioneer, 4
The fax: (095) 513 4393

In CNIIMash the design of the generator of plasma in smouldering discharge of inert gases for a system of neutralizing of electrostatic charges on small spacecraft (SSC) is completed. Thus the unique physical properties, namely are used it: high stability of discharge at pressure of gas from 0.001 up to 100 Torr, low temperature of plasma in discharge $\sim 300... 700^{\circ}\text{K}$ and small consumption level of the electric power of category 1.. 20 Watt / (mg/c).

Increased effect of plasma formation and the removals of a charge are provided with a compound structure of discharge, as internal fore-discharge, and main external, in which the ionic rarefied plasma is generated.

The development was conducted by ingenering end physical system designing:

- Experimental - physical by formation of digit process;
- By ingenering designer optimization of the device of the generator.

Such system approach has allowed essentially to reduce terms and costs to development of a design adequate to SSC on a miniaturization.

In bench tests, the laboratory sample of the generator has shown stability of activity in various modes at use enough technolodgi of gas Argon. It has allowed to define actual appearance of antistatic protection SSC with a new type of decaying discharge in the generator of plasma. The evaluations have shown, that at required for SSC neutralizations effect, he on a comparison for example, with neutralizing agent because of СПД creates certain advantages, in particular:

- Increase of a current density of neutralizing \sim up to 10 times;
- Drop энергопотребления \sim in 3 times, at characteristics:
- Voltage, stress of the power source U ≤ 600 volts;
- Power consumption P 5 \div 20 watt;
- The consumption of working gas Q 0.1 \div 0.5 mg/c.;
- Weight / overall dimensions M / (L (D) 50 / (20 (10) g / (mm \times mm).

The acceptable sizes массогабаритных of the characteristics of a system of antistatic protection МКА can be reached at the expense of optimization of the supply system of a working skew field and selection of its compromise structure an initial component, - fluid and gas.

МИНИАТЮРИЗАЦИЯ БОРТОВЫХ И НАЗЕМНЫХ АНТЕННЫХ СИСТЕМ НА ОСНОВЕ ДОСТИЖЕНИЙ В ОБЛАСТИ ТЕХНОЛОГИИ СОЗДАНИЯ ПЛАНАРНЫХ И СЕГНЕТОКЕРАМИЧЕСКИХ АНТЕНН

Уткин В.Ф., Лукьященко В.И., Райкунов Г.Г.,
А.В.Волков, Лукьященко А.В., Шиляев С.Ю., В.П.Салтыков
Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

В статье предлагается решение проблемы создания бортовых малогабаритных антенных систем перспективных малых космических аппаратов на базе развития технологий изготовления планарных антенн. Демонстрируется возможность использования планарной технологии при создании наземных связанных терминалов. Показывается, что планарные антенные системы позволяют минимизировать размеры и массу антенной системы в диапазоне 2.5ГГц и выше. Приводятся варианты технических решений при создании планарных антенных систем, а также технические характеристики изготовленных лабораторных образцов для приема спутникового и бескабельного телевидения.

Для миниатюризации антенных систем метрового и дециметрового диапазона предлагается использование технологии создания сегнетокерамических антенн. Показывается, что сегнетокерамические антенные системы могут быть использованы в качестве миниатюрных приемных бортовых и наземных антенн.

Эффективность сегнетокерамических антенн демонстрируется на примере их использования в составе метеорологической малой станции приема космической информации с космических аппаратов серии Метеор и NOAA.

MINIATURIZATION OF ONBOARD AND GROUND ANTENNA SYSTEMS, USING THE NEW TECHNOLOGIES IN THE FIELD OF CREATION PLANAR AND FERROELECTRICAL ANTENNAS

V.F. Utkin, V.I. Loukjaschenko, G.G. Raikunov,
A.V. Volkov, A.V. Loukjaschenko, V.P. Saltykov
Central Scientific-Research Institute for Machine Building,
141070, Pionerskaya 4, Korolev, Moscow Region, Russian Federation

At present, the group of Russian scientists is developing a number of technologies aimed at the antennas miniaturization. Ferroelectric and planar antenna technologies are among the said ones. The ferroelectric antenna technology provides minimization of an antenna system, operating in 10.0 MHz...1.0 GHz band, and the planar antenna technology provides the minimum volume of the antenna, operating in 2.5 GHz-frequency band and higher.

Thus, the application of new technologies will provide minimization of antenna sizes really in the whole range of operational frequencies used for transmission and receiving of the Earth remote sensing data, satellite TV broadcasting and communications.

The telecommunication systems must be able to provide large and high-rate data flows.

There are different ways to meet the said requirement: on the one hand, one can increase the power of a transmitter, on the other hand, one can increase the sizes of an antenna system or use an un-common technology.

The knowledge and experience, gained in the technology of planar phased arrays, allow to create small-sized antennas systems including antennas with electronically-scanned beam.

At present, there is a planar array (France) that is a superposition of a pair of elements with a printed-circuit antenna feed. The antenna array structure has a modular design. Each module consists of a central dielectric plate with microstrips and two metal plates, located above and below the central one. Both of the latter two have coaxial apertures (radiators), equally spaced on the surfaces of the plates and in that way forming an array of 16 (4x4) elements. An inefficient use of the array aperture is a disadvantage of the design. It is caused by the shape of radiators and results in reduction of the gain.

There is another close engineering solution of a planar microwave array (Europe). That array consists of two conductive plates. In the one of the plates there are through round holes to form outward-directed horns. In the second plate, there are cavity resonators whose inputs are directed toward the

horns and overlap the through holes in the bottom the horns. Between the plates there is a substrate with a metal strip of a symmetrical feedline, containing microstrip feed elements of radiators. The array includes a waveguide adder in its structure. The described engineering solution has some disadvantages, as follows:

- radiators impossible to be located closer to each other owing to their circular shape, so an effective usage of the whole antenna aperture is impossible;
- only one common waveguide input results in significant losses of power in high-resistance microstrip transmission lines and large arrays; it also complicates a transmission line technology;
- complicated manufacturing of a radiating aperture results in a high total cost of an array.

Planar antenna systems

Below, an planar antenna system developed by the group of russian scientists is described. That engineering solution provides:

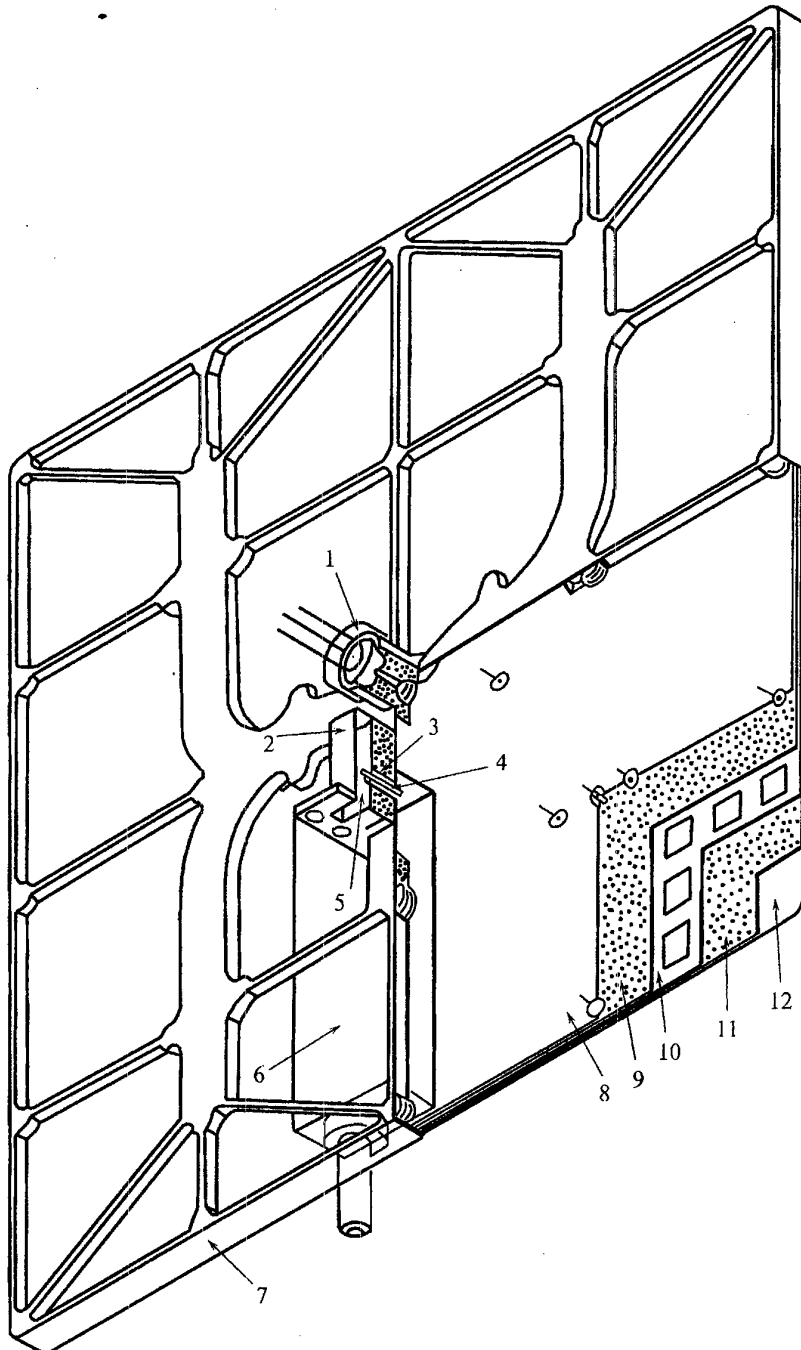
- increase of the antenna aperture efficiency;
- improvement of matching in an operation frequency band to reduce losses of power in high-resistance transmission lines;
- reduction of the total cost due to simple manufacturing of printed radiators.

In essence, this antenna system is a planar microwave array which contains two printed dielectric plates, on the one of them there are radiators, on the other one there are vibrators, a microstrip feed, and also a waveguide adder. The dielectric plates with radiators and vibrators are separated with a dielectric layer from each other. The antenna array is made of identical subarrays, each of them has at least one output on a strip-line waveguide adapter. The waveguide inputs interconnection is realized via waveguide adders-dividers, placed from the outer side of the plate with vibrators. That side is covered with a metal layer (plated). Figure 1 shows the layout of the described antenna system.

Today, three test samples of the antenna have been developed and manufactured to provide reception of satellite TV programs and one - to receive the cellular TV broadcast signals. The system appearance is shown in fig. 2. Figures 3 and 4 show standing-wave ratio and antenna gain vs. Frequency, respectively. Figures 5 and 6 show the antenna power patterns for both satellite and cellular TV broadcasting, respectively. The characteristics samples of satellite antenna systems and cellular TV broadcasting are shown in table 1.

The analysis of experimental results has shown that the submitted antenna system technology provides the operational band from 5 to 10 % of an operational frequency and the antenna aperture efficiency not less than 50 %.

After some experimental adaptation of the technology the operational band can be achieved up to 15...20 % of the operational frequency. The antenna can be easily transposed in other operational frequency bands.



1 - element of a rotary support; 2, 3 - doorknob transformer; 4 - coaxial cable; 5 - waveguide; 6 - wave converter; 7 - the array basis; 8, 10 - dielectric circuit printed plates; 9 - dielectric separating plate.

Fig.1

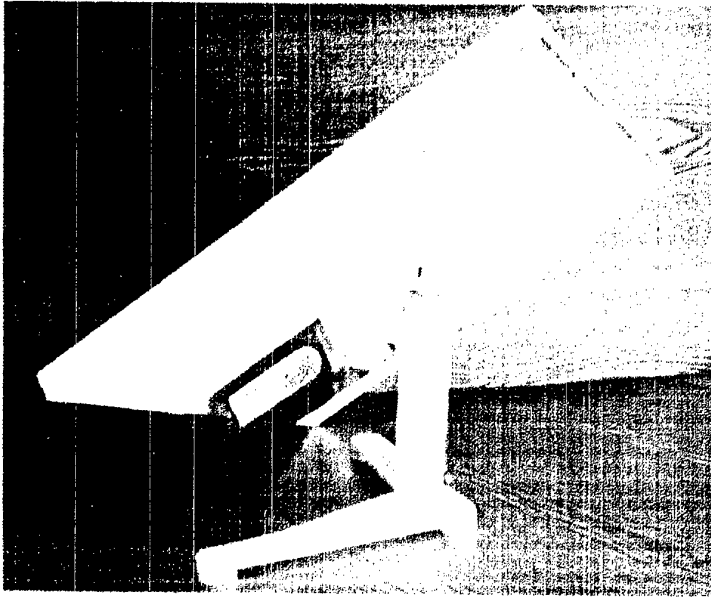


Fig. 2

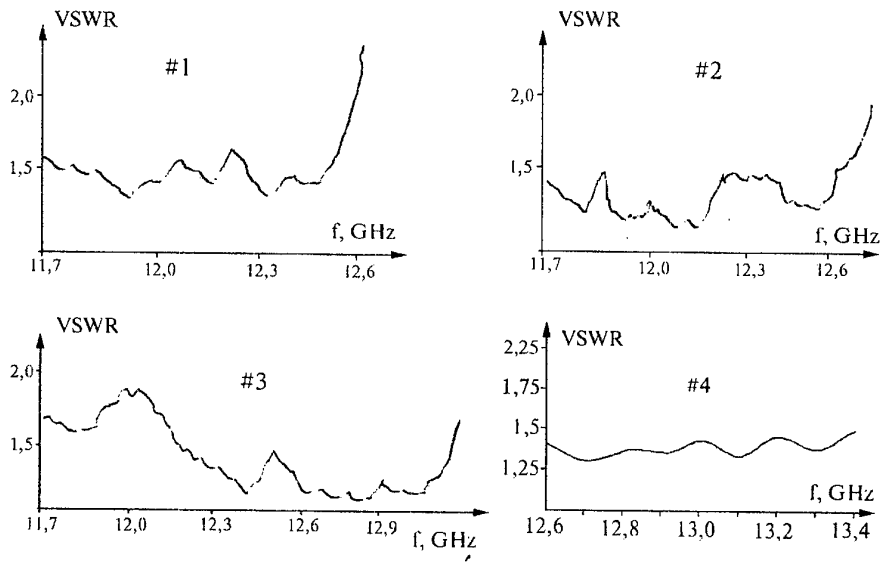


Fig. 3

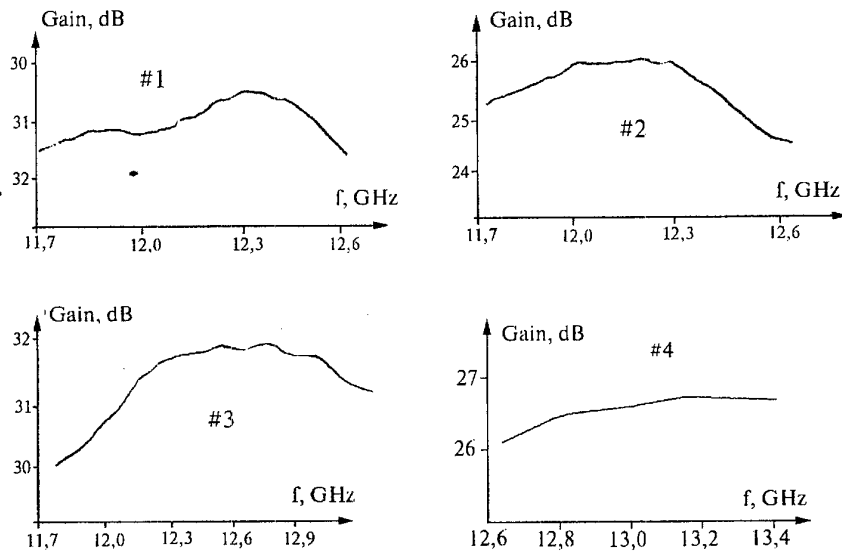


Fig.4

Table 1

Characteristics	Satellite antenna systems	TV broadcasting antenna systems
Frequency, GHz	11,7...13,0	12,75...13,25
Gain, dB	> 30	> 26,4
VSWR	< 1,5	< 1,45
Polarization	left-hand	left-hand
HPBW, deg.	5	7
Sizes, mm	#1 - 350x350x15 #3 - 330x330x15	#2 - 175x175x15 #4 - 175x175x15
Weight, kg	2,5	1,0

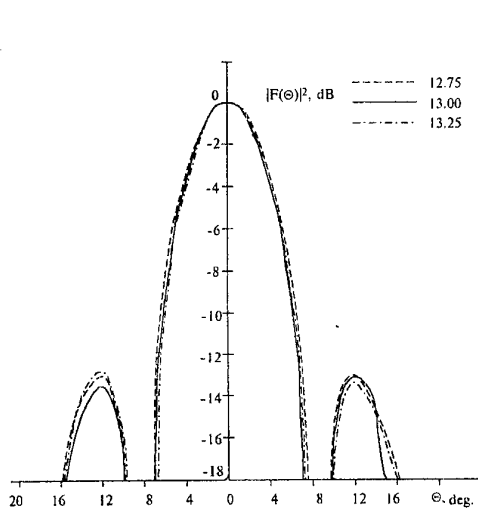


Fig.5

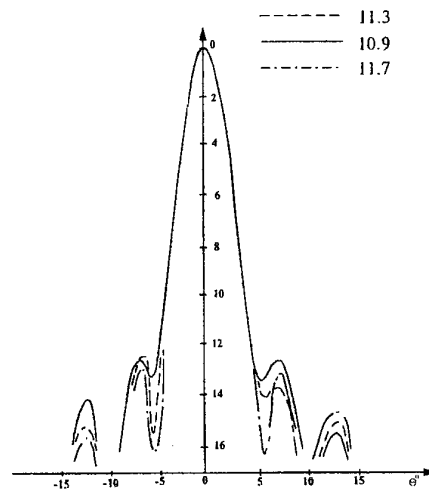
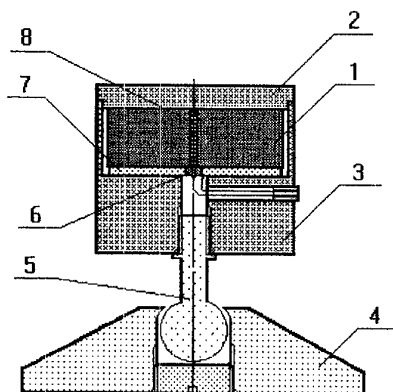


Fig.6

Ferroelectric antenna systems

Samples of small-sized antenna with application of an advanced ferroelectrical antenna technology have been developed and manufactured by the group of Russian scientists. The ferroelectrical material applications in the antenna technology allows to reduce the sizes and weight of an antenna in ~10 times, in comparison with conventional antennas. It will provide more simple engineering solutions. The ferroelectrical technology implementation resulted in possibility of small elements creation for the phased small-sized antenna arrays.

The receiving TV aerial antenna is an example of a small-sized ferroelectrical antenna. Such type of ferroelectrical antenna can be made both in passive, and active configurations. The design of a passive antenna system is shown in fig. 7.



1 - ferroelectric, 2 - radiotransparent cover,
3 - radiotransparent body, 4 - antenna support, 5 - spherical support,
6 - dielectric spacer, 7 - metal screen, 8 - metal rod.

Fig. 7.

The performances of passive ferroelectrical antenna system are shown in table 2.

Table 2. Performances of a passive television antenna

Frequency, MHz	50...600
Gain, dB	-5...-2
VSWR	2.5...5
Polarization	Linear
Working temperature range, °C	- 30°C...+30°C
Pattern	Omni-directional
Dimensions, mm	H=45, D=56
Weight, kg	<0.2

In a combination to the amplifier the antenna from passive becomes active, that allows to receive gain in frequency band 50...80 MHz ≈ 20 dB and in range 100...600 MHz ≈ 15 dB at a pie chart of a directivity.

In active version the ferroelectrical antenna at diameter of 100 mm and width of 5mm allows to receive telemetry from meteorological satellite (NOAA, METEOR) on frequency 137 MHz. Thus on the screen of mobile ground meteorological station are looked through ≈ 1000 lines.

It is possible to mark, that the standard antenna of ground meteorological station has the next sizes: H 1500 \times \varnothing 500 mm and allows to receive ≈ 1200 lines.

Preliminary measurements SWRV of ferroelectrical antennas for frequencies radio telephone (140...170 MHz) and cellular radio (0,4...1,8 GHz) have given values from 1,5 up to 3. The SWRV has a tendency to reduction with increase of frequency. The gain of such antennas is -5...-2 dB.

Variants of realization of a receiving active television antenna are shown below.

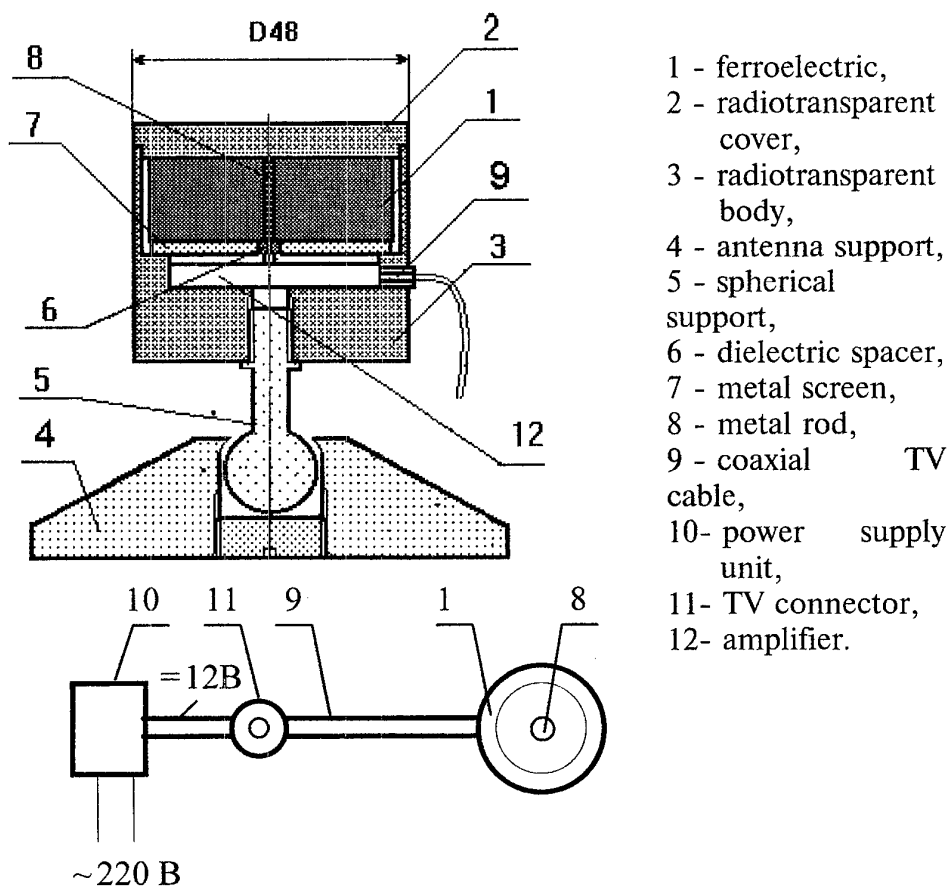
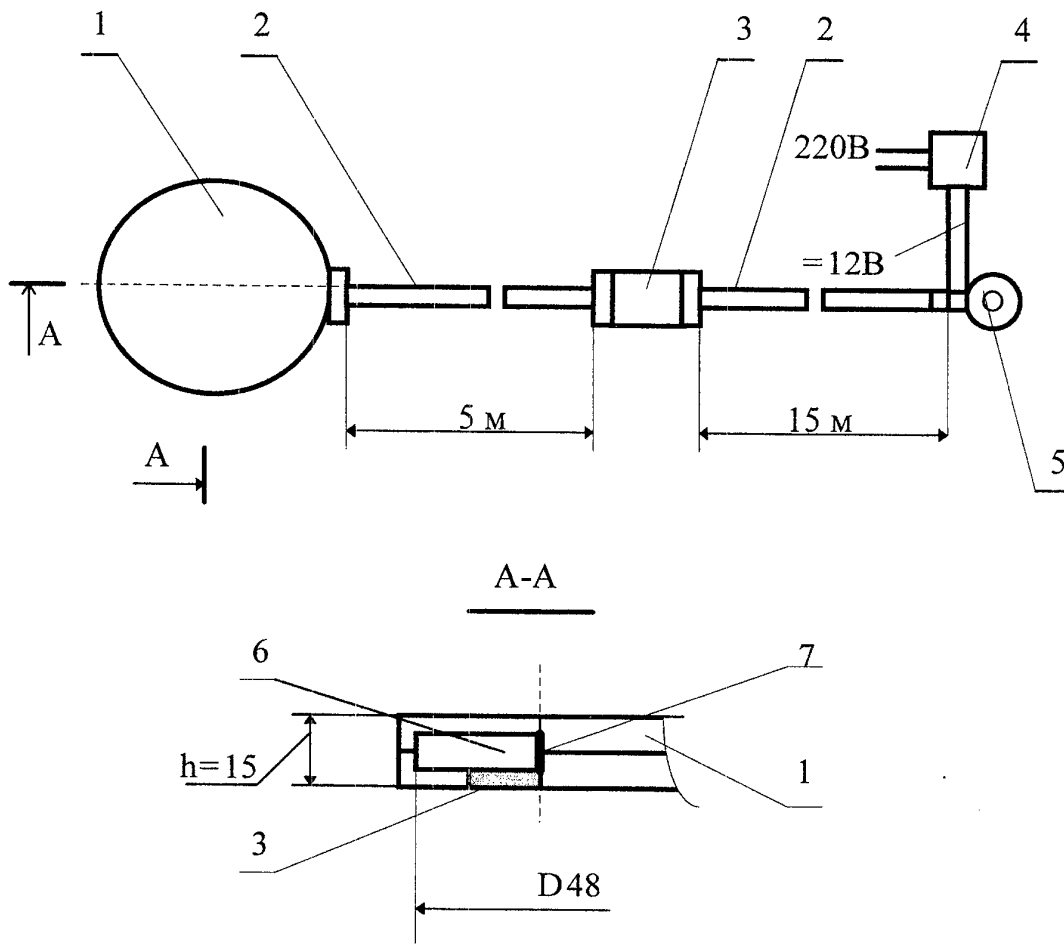


Fig. 8



- | | |
|---|-------------------------|
| 1. Radiotransparent tank. | 5. The television plug. |
| 2. Telecommunication cable. | 6. Ferroelectric. |
| 3. Amplifiers | 7. A metal rod. |
| 4. Power supply unit of antenna amplifiers. | |

Fig. 9.

The antenna structurally can be realized both under the scheme, shown in fig.8 and 9.

The antenna is intended for a reception of a broadcast television and is maintained in room conditions and in conditions of country house.

Table 3. Performances of an active television antenna

Frequency, MHz	50...600
Gain, dB	15...20
VSWR	2.5...5
Polarization	Linear
Pattern	Omni-directional
Distance of a reception from transmitting TV-centre, km	up to 100
Working temperature range, °C	- 30°C...+30°
Sizes of a receiving part, mm	∅ 60 mm, h ≈ 15 mm
Operation voltage of a power supply unit, V	220
Weght, kg	<0.3

The following ferroelectric application is the creation of the phased lattice with application of a microstrip process engineering for a reception of a satellite television on frequencies 11,7 - 12,1 GHz. The element as a sublattice of the phased lattice is shown on fig. 8.

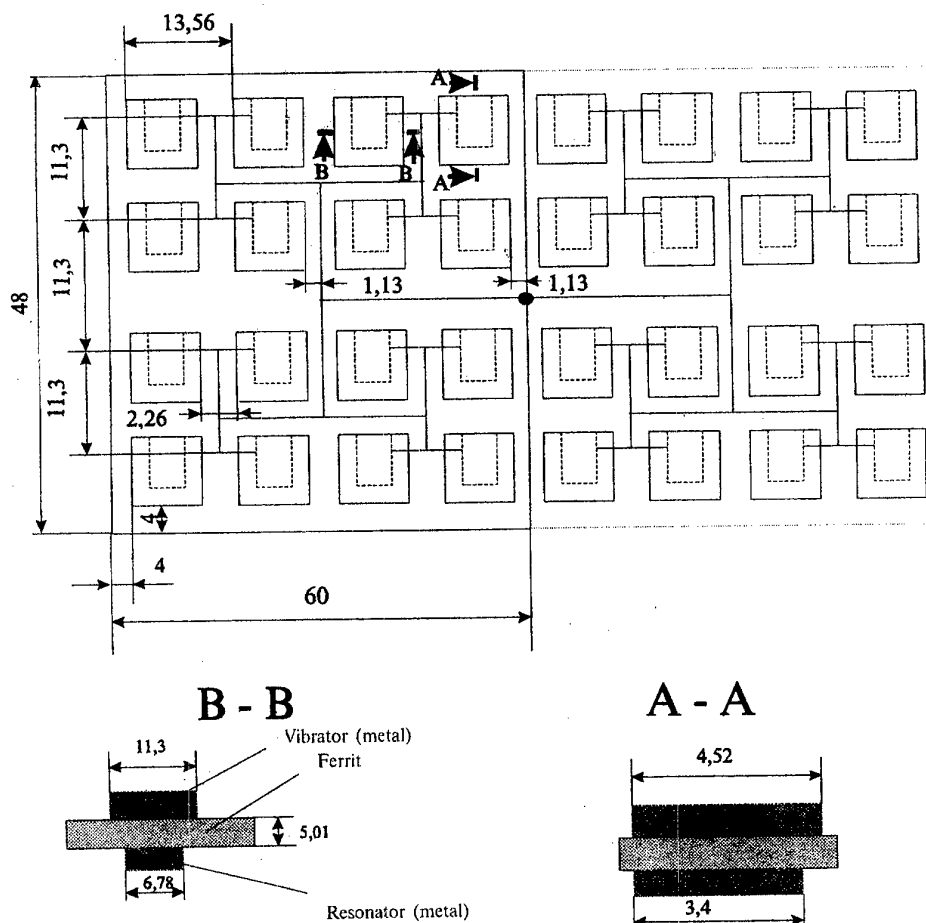


Fig. 10

The laboratory tests of such sublattice by determination of a standing wave ratio by voltage (SWRV) are shown in the table. In the table the experimental values of SWRV are shown depending on frequency.

Table 4.

f, GHz	10,7	10,84	11	11,03	11,26	11,56	11,8	12,1	12,26	12,38	12,5
SWRV	2,17	3	1,57	1,67	3,67	2,34	2,57	2,66	1,9	1,57	1,74

Nowadays assembly of the phased antenna for realization of experiments on a reception of the information from a satellite is carried out. A prospective gain ≈ 30 дБ, weight of the antenna together with the converter will make less than 0,5 kgs at the area 140x110 sq. mm.

References

1. Patent of France № 2609577, IIC H 01 Q 21/06.
2. EP № 0253128, IIC H 01 Q 21/24.
3. Patent RU 2056 U1, 6 H 01 Q 21/00.
4. Patent РФ № 3155401/24-09.

ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ МАЛЫХ ПРИЕМНЫХ СТАНЦИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Волков А.В., Афанасьев С.В., Крутых С.А.

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения РКА,
Пионерская 4, Королёв, Московская область, 141070, Российская федерация

Ведение

Сегодня, когда наблюдается стремительное развитие ГИС технологий, всё более возрастающее значение приобретает оперативное получение геоэкологической пространственной информации. Большой объем такой информации сегодня предоставляется космическими системами. В получении оперативной информации из космоса в России заинтересованы различные потребители: администрации республик, краев, областей и городов; РосГидроМет; агропромышленный комплекс России; различные отрасли промышленности; нефте-газовая отрасль; мореплаватели; путешественники; научные экспедиции и другие заинтересованные лица. Наиболее полное удовлетворения нужд вышечперечисленных потребителей возможно при использовании малых приемных станций космической информации (МПСКИ), включая мобильные.

Назначение малых приемных станций космической информации

МПСКИ предназначена для приема информации, получаемой космическими средствами дистанционного зондирования Земли, а также тематической обработки и оперативного распространения этой информации широкому кругу потребителей.

МПСКИ позволяют получать следующие данные¹:

- изображения земной поверхности, океанов и облаков в УФ, видимом, ИК и СВЧ диапазонах;
- информацию о состоянии атмосферы;
- метеорологические параметры, передаваемые в кадре телеметрии, температура, давление, скорость ветра и др.;
- временная и географическая привязка.

Полученная МПСКИ информация после тематической обработки может быть использована для:

- оценки экологического состояния региона;
- проведение геологоразведочных работ;
- контроля источников загрязнений;
- обнаружения, оценки масштабов и контроля за развитием событий в зонах катастроф, крупных лесных и степных пожаров, крупномасштабных загрязнений поверхности моря и суши;
- контроля за перемещением границ пустынь и зон засух;
- выделения атмосферных фронтов;
- слежения за облачностью;
- вычисления температуры поверхности суши и моря;

- определения состояния сельскохозяйственных угодий;
- контроля состояния, классификации и оценки продуктивности растительных покровов;
- составления земельных кадастров;
- вычисления вертикальных профилей температуры и влажности;
- вычисления интегральной характеристики влажности;
- прогноза погоды.

Анализ существующих МПСКИ

Существующие малые приемные станции космической информации обеспечивают прием с геостационарных спутников типа Meteosat, GOES, Электро; с полярноорбитальных спутников типа Метеор, NOAA; а так же со спутников типа «Ресурс», Landsat, SPOT.

Приемные станции типа WeatherFront (GEODYNAMICS CORPORATION) или SMART Station (GEODYNAMICS CORPORATION) состоят из параболической антенны с конвертером, приемника и декодера, устройства наведения антенны и выполняются в виде независимого устройства, либо в виде плат сопряжения с персональными компьютерами. Например приемная станция WeatherFront представляет из себя независимое устройство на базе процессора i486DX, имеет интерфейсы для подключения устройств GPS и метеостанций. В качестве устройства обработки принимаемой информации используется рабочая станция Sun SPARK, которая соединяется с приемной станцией посредством сети Ethernet.

Станция SMART Station выпускается в нескольких исполнениях (морского и сухопутного базирования)³, обеспечивает прием сигналов со спутников в форматах HRPT, GOES, GMS, Meteosat. Приемные станции имеют аналоговый выход и цифровой выход RS-422, кроме того имеют интерфейсную плату выполненную в конструктиве ISA, EISA или PCI шины. В качестве устройства обработки получаемой информации используются вычислительные машины на платформах Windows NT, SUN Microsystems, Silicon Graphics и DEC Alfa (DEC OSF/1 (UNIX)).

Программное обеспечение написано в виде модулей для ERDAS Imagine: SMARTTrack, HRPT Module, MET Module.

Российские приемные станции Лиана (ИТЦ СканЭкс), MEMOSAT, СЮЖЕТ-М обеспечивают прием сигналов со спутников NOAA, Метеор, Океан в формате АРТ (137МГц). Они выполнены либо в виде интерфейсной платы ISA для PC совместимого компьютера, либо в виде внешнего блока с интерфейсом RS-232. Программное обеспечение для Windows обеспечивает расчет сеансов приема, отображение принятой информации, географическую и картографическую привязку, экспорт графических файлов^{2,4}.

Российские приемные станции «Лиана-М» и «Селена» (ИТЦ СканЭкс) предназначен для демодуляции, аналого-цифрового преобразования и ввода в ПЭВМ данных, поступающих с метеорологических спутников типа Meteosat, GMS, Goes и «Электро» на частоте 1.7 ГГц. Программное обеспечение, входящее в комплект поставки комплекса, выполнено в среде MS Windows 3.1 и обеспечивает прием изображений со спутника по заданному расписанию,

отображение процесса приема на дисплее компьютера в режиме реального времени, анимацию последовательно принятых изображений, работу с фрагментами изображений, экспорт файлов изображения в формате BMP и получение твердых копий изображений.

Российские приемные станция СканЭкс (ИТЦ СканЭкс)^{2, 4}, Сюжет-МЦ предназначены для приема, демодуляции, записи на жесткий диск компьютера и первичной обработки данных в формате HRPT с ИСЗ серии NOAA в диапазоне 1670-1710 МГц.

В состав комплекса СканЭкс входят антенная система, устройство сопряжения антенной системы с ПЭВМ и программное обеспечение. Антенная система состоит из параболического зеркала с поворотным устройством, малoshумящего усилителя с преобразователем частоты. Устройство сопряжения состоит из усилителя и фазового детектора принимаемых сигналов, преобразователя сигналов в параллельный цифровой код, аналого-цифровых и цифро-аналоговых преобразователей контрольных сигналов и сигналов управления комплексом, антенных усилителей и имитатора сигналов. Устройство сопряжения конструктивно выполнено в виде настольного блока с питанием от однофазной сети 220 В, 50 Гц и платы расширения шины ISA для IBM совместимых ПК. Программная часть выполнена в среде MS Windows 3.1 и состоит из двух основных приложений: программы управления приемом данных (*Scan Receiver*) и программы просмотра и первичной обработки данных (*Scan Viewer*). Приложение управления приемом (*Scan Receiver*) выполняет расчет расписания прохождения спутников через зону видимости приемной станции в заданном интервале времени, индикацию состояния антенны и потока данных в процессе приема. Приложение просмотра и первичной обработки (*Scan Viewer*) обеспечивает аннотирование изображений, просмотр изображений с возможностью выбора канала и фрагмента, масштабирование изображений, географическую и картографическую привязку по орбитальным элементам, псевдоцветное отображение с произвольным формированием палитры, расчет гистограмм и поэлементная фотометрия, коррекция точного времени приема и ориентации спутника по опорным точкам в изображении, сохранение выбранных фрагментов в исходном формате и экспорт их в стандартные форматы, получение твердых копий изображений.

Российская приемная станция СканЭР (ИТЦ СканЭкс) предназначена для приема и первичной обработки спутниковой информации с КА «Ресурс-О1-3» в диапазоне 8 ГГц. Приемная станция состоит из антенной системы, блока сопряжения антенной системы с компьютером и программное обеспечение для приема (*Resurs Receiver*) и первичной обработки (*Scan Viewer*) получаемой информации. Антенная система состоит из параболической антенны с поворотным устройством, малoshумящим усилителем и преобразователем частоты. Устройство сопряжения включает усилитель и фазовый детектор принимаемых сигналов, преобразователь принимаемого сигнала в параллельный цифровой код, аналого-цифровые и цифро-аналоговые преобразователи контрольных сигналов и сигналов управления комплексом, имитатор сигналов. Устройство сопряжения конструктивно выполнено в виде настольного блока с питанием от однофазной сети 220 В, 50 Гц и платы расширения ISA IBM PC. Функциональным аналогом станции СканЭр является станция ММПИ (РНИИ КГ).

Российская приемная станция УниСкан 1.11 (ИТЦ СканЭкс) - новый вариант станции, объединяющей в себе возможности двух систем: СканЭР - станции приема информации с КА Ресурс-01 и СканЭкс - станции приема информации со спутников серии NOAA.

Приемные станции систем *ERS*, *GMS*, *IRS*, *INSAT*, *LANDSAT*, *SPOT* представляют собой достаточно сложные и большие приемные комплексы, которые являясь малыми, не являются персональными приемными станциями.

Распространение данных в этих системах производится централизованно. Поэтому приемные станции этих систем включены в единую систему сбора, обработки и архивирования данных, представляют собой специализированные приемные пункты, и в данной статье не рассматриваются.

Принципы построения перспективных малых приемных станций космической информации

Проведенный выше анализ состояния разработок в области создания МПСКИ, опыта их эксплуатации, а также перспективы создания новых космических средств и подсистем дистанционного зондирования Земли предполагают соответствие разрабатываемых МПСКИ следующим основным принципам:

- **Малогабаритность и мобильность** - МПСКИ выполняется в мобильном варианте (переносная, перевозимая) и обеспечивает оперативное функционирование в любой точке земного шара, что предполагает использование глобальных навигационных систем для географической привязки станции;
- **Масштабируемость** - наращивание возможностей путем дополнения аппаратных модулей, модернизации ПО;
- **Управляемость** - автономное функционирование с возможностью дистанционного управления и передачи информации через локальные и глобальные сети связи;
- **Устойчивость** - сохранение работоспособности под влиянием неблагоприятных факторов окружающей среды и ошибок оператора;
- **Совместимость** - поддержка существующих и вновь разрабатываемых протоколов передачи информации, форматов хранения данных, экспорта в популярные ГИС; функционирование на различных аппаратных и программных платформах;
- **Электромагнитная совместимость** - нормальное функционирование в ограниченном пространстве большого числа различных радиотехнических и электрических устройств;
- **Эргономичность** - совокупность свойств МПСКИ, обуславливающих приспособленность к эксплуатации человеком-оператором.
- **Экологичность** - при работе МПСКИ не должно происходить вредного воздействия на окружающую среду и человека-оператора.
- **Экономичность.**

Основные направления создания МПСКИ

Авторами статьи в ЦНИИМаш разработана концепция создания перспективных персональных мобильных МПСКИ. Сформулированы требования и предложения по созданию ключевых элементов МПСКИ. Разработаны варианты построения антенных систем мобильной МПСКИ для диапазона 137

МГц. Созданы прототипы элементов антенных систем, электронных и программных модулей МПСКИ.

Приемные станции условно можно подразделить на следующие типы:

- станция низкого разрешения (диапазон 137 МГц);
- станция среднего разрешения (диапазоны 137 МГц и 1.7 ГГц);
- станция высокого разрешения (диапазоны 137 МГц, 1.7 ГГц и 8 ГГц).

МПСКИ состоит из следующих компонент:

- антенная система;
- модуль приемника и декодера;
- ЭВМ управления и предварительной обработки данных;
- Программное обеспечение.

Современный уровень развития микроэлектроники и микроэлектронной базы позволяет создавать перспективные МПСКИ с новыми возможностями и характеристиками:

1. Применение ИС высокой степени интеграции позволяет существенно уменьшить массогабаритные параметры МПСКИ;
2. Уменьшить энергопотребление МПСКИ;
3. Модульное построение МПСКИ позволяет наращивать возможности станции путем добавления дополнительных модулей по мере необходимости;
4. Создает возможность модернизации алгоритмов функционирования (микропрограммы) МПСКИ. (Адаптация к новым форматам данных, без замены аппаратной части);
5. Применение программных методов обработки информации принимаемой МПСКИ позволяет модернизировать и добавлять новые функции станции путем обновления программного обеспечения.

В настоящее время в качестве приемных антенн МПСКИ для диапазона 137 МГц используются либо вибраторные, либо спиральные антенны имеющие большие габариты (1.5x1.0x1.0м). Для уменьшения размеров антенной системы предлагается использовать сегнетокерамические антенны. Применение технологии сегнетокерамики позволяет существенно уменьшить габариты (вместе с малошумящим усилителем (МШУ) ~ 100x100x100 мм) и вес (около 300г вместе с МШУ) антенной системы.

В качестве приемных антенн в диапазонах 1.7ГГц, 8ГГц используются параболические антенны, с диаметром параболоида от 1.2 до 2 метров (в зависимости от типа станции). Применение таких антенных систем создает трудности для оперативного развертывания МПСКИ. Предлагается использовать фазированные антенные решетки (ФАР) в качестве антенных систем МПСКИ. Основное преимущество такой системы отсутствие механического сканирования луча и как следствие отсутствие массивных и дорогих сервоприводов. Упрощается монтаж, юстировка и эксплуатация системы. Сканирование лучом осуществляется электронным способом, позиционирование луча в любую точку сканируемого пространства осуществляется практически мгновенно и угловая скорость сканирования луча значительно превосходит механическое. Использование активных ФАР позволяет осуществить сопровождения нескольких КА и пространственную селекцию помех. Применение ФАР позволит сократить габариты и вес антенных систем и упростить развертывание в эксплуатацию МПСКИ.

Создание перспективных персональных МПСКИ невозможно без создания нового поколения космических средств. В настоящее время существует тенденция к увеличению объема данных, собираемого космическими средствами наблюдения. В то же время полоса пропускания, выделенная для космических радиолиний космос-земля и плотность мощности радиоизлучения на поверхности Земли ограничена. Для увеличения объема данных передаваемых с КА на Землю требуется применение систем сжатия информации. Поэтому перспективные МПСКИ должны обладать возможностью принимать и распаковывать сжатую информацию. Это может быть сделано как аппаратными средствами, так и программно. Следует отметить, что для повышения качества приема передаваемой информации с КА, учитывая выше сказанное, следует использовать избыточное кодирование сигнала. Что хотя и приведет к увеличению объема передаваемых данных, зато позволит качественное восстановление информации на приемной стороне, даже в неблагоприятных условиях (при меньшем отношении сигнал/шум).

Модуль приемника и декодера в настоящее время может быть выполнен с применением ИС высокой интеграции (ПЛИС, ЦОС, микроконтроллеров и др.). Кроме приемника и декодера этот модуль включает в себя блок управления антенной системой (БУАС) (для станций высокого и среднего разрешений) и устройство сопряжения с ЭВМ управления и предварительной обработки данных. БУАС предназначен для формирования команд управления антенной системой, в реальном масштабе времени. В качестве исходных данных для формирования управления антенной системой используются параметры орбиты спутника.

Модуль для станции низкого разрешения может быть выполнен в виде РСМСИ платы для подключения к портативным персональным компьютерам (ПК).

Модули станций высокого и среднего разрешений могут быть выполнены в различном исполнении, в зависимости от того, с какими КА они работают.

Скорость передачи данных со спутника на Землю в диапазоне 1,7 ГГц может достигать 32 Мбит/сек, а в диапазоне 8 ГГц может достигать в перспективе 256 Мбит/сек.

В зависимости от требуемой скорости приема данных со спутника модуль приемника и декодера станций высокого и среднего разрешений может быть выполнен следующим образом:

- в виде платы расширения ПК в РСИ исполнении;

В этом случае МПСКИ использует ресурсы ПК для записи принимаемых данных.

- в виде внешнего устройства с интерфейсом сопряжения с ЭВМ управления и предварительной обработки данных.

В этом случае модуль приемника и декодера может быть выполнен на базе промышленной одноплатной ЭВМ в стандарте CompactPCI с центральным процессором (CPU) Intel Pentium или AMD K6. Использование шины CompactPCI позволит принимать данные с максимальным потоком до 500 Мбит/сек. Для обеспечения гарантированной реакции на внешние события используется операционная система реального времени (типа QNX, OS-9, Windows NT реального времени). Блоки приемника, декодера, управления АС и сопряжения выполняются в стандарте CompactPCI. Одноплатная ЭВМ осуществляет управление работой всех блоков

МПСКИ, организует обмен данными и формирует служебную информацию для отображения состояния МПСКИ на ЭВМ управления и предварительной обработки данных. В состав модуля приемника и декодера входит дисковый массив RAID. Принятые и сохраненные на дисковом массиве данные передаются на ЭВМ управления и предварительной обработки данных, работающую под управлением ОС Windows через устройство сопряжения.

Устройство сопряжения представляет из себя сетевой контроллер либо высокоскоростной контроллер IEEE 1394 (Firewire), который поддерживает скорости обмена данными 100, 200 и 400 Мбит/с, а в перспективе 800 и 1600 Мбит/с.

ЭВМ управления и предварительной обработки данных

ЭВМ управления и предварительной обработки данных представляет из себя персональный компьютер или рабочую станцию на которой установлено ПО управления/диагностики МПСКИ, ПО предварительной обработки данных, ПО ведения каталога КС.

Функции ПО управления/диагностики МПСКИ:

- расчет расписания прохождения спутников через зону радио видимости приемной станции в заданном интервале времени;
- расчет траектории спутника и управление антенной для наведения ее на спутник;
- управление декодером;
- запись данных с МПСКИ в архив (НЖМД или RAID-массив, стример);
- автоматический прием данных по заданному расписанию;
- диагностика и отображение состояния работы МПСКИ.

Функции ПО предварительной обработки данных:

- формирование растровых изображений из полученных данных;
- радиометрическую коррекцию КС по каждому спектральному каналу;
- просмотр КС в любом спектральном канале, возможность "вырезать" фрагмент из КС с сохранением его в отдельном файле;
- экспорт КС в форматы поддерживаемые ГИС и программами тематической обработки данных (ERDAS, ER-Mapper, и др.);
- функции предварительного анализа КС - масштабирование снимка, изменение контраста и яркости снимка, операции над гистограммой (выравнивание), географическая привязка КС по орбитальным элементам.

Функции ПО ведения каталога КС:

- * ведение базы данных:
 - тип сканирующего прибора;
 - наличие в файле определенных спектральных каналов;
 - дата и время съемки;
 - покрытие снимком заданной территории;
 - место хранения файла;
 - наличие некоторого текста в комментариях к записям.
- * Приложение управления каталогом предоставляет также ряд дополнительных возможностей:
 - вывод информации о выбранных записях в обычный текстовый файл;

- сохранение и восстановление копий таблиц в сжатом виде с целью резервного копирования или передачи их другим пользователям;
- вывод на печать отчетов и изображений карты с контурами снимков;
- сохранение в файле и печать привязанных к записям графических изображений;
- непосредственная загрузка выбранных изображений в приложение просмотра и обработки изображений.

Программное обеспечение может быть реализовано под операционными системами (ОС) Windows 9x/NT. Данные ОС наиболее распространены и постоянно совершенствуются, имеют развитый интерфейс и возможности работы в сети. Имеется большое количество ГИС и программ тематической обработки КС, которые работают именно под этими ОС, что позволяет лучше интегрировать ПО МПСКИ для работы с ними.

Один из вариантов МПСКИ высокого разрешения показан на Рис. 1.

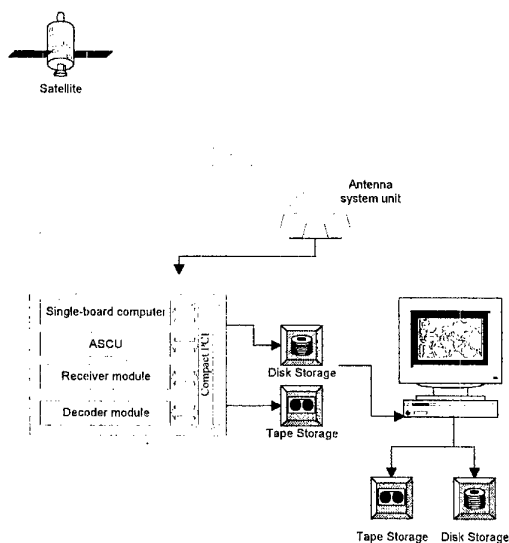


Рис. 1

Модуль приемника и декодера выполнен на базе промышленной одноплатной ЭВМ в стандарте CompactPCI. Соответственно блоки приемника, декодера, БУАС тоже выполнены в стандарте CompactPCI. В качестве устройства сопряжения с ЭВМ управления и предварительной обработки данных применяется стандартный Ethernet контроллер, встроенный в промышленную ЭВМ либо высокоскоростной контроллер IEEE 1394 (Firewire).

В качестве процессора БУАС применяется 32-разрядный DSP фирмы Analog Device ADSP 21065, поддерживающий команды с плавающей точкой и имеющий библиотеку основных математических функций (sin, cos и др.). Существует возможность программирования DSP на языке высокого уровня Си. Использование DSP освобождает центральный процессор одноплатной ЭВМ от функции управления антенной системой в процессе проведения сеанса приема и подключать несколько антенных систем.

Блоки приемника и декодера построены с применением ПЛИС FLEX 10K, что позволяет модифицировать алгоритмы обработки данных в режиме работы.

МПСКИ допускает автономную работу в течении нескольких суток с сохранением информации дисковом массиве RAID и архивацией на стримере. По мере необходимости эта информация поступает на рабочую станцию для дальнейшей обработки КС или для использования ее в ГИС.

Просмотр и первичная обработка КС осуществляется на графической рабочей станции (см. Рис. 1). Программа просмотра и первичной обработки КС МПСКИ имеет возможность экспорта в форматы популярных ГИС. Это дает возможность легкой интеграции данных, получаемые с МПСКИ, с пакетами обработки данных ДЗЗ типа ERDAS и ГИС.

В России, в настоящий момент, разрабатываются бортовые устройства пространственного сжатия изображений, поступающих с датчиков ДЗЗ. Использование бортового сжатия изображения при передачи данных со спутника на МПСКИ позволит на один - два порядка увеличить объем информации получаемой МПСКИ. Для использования КС, сжатых на борту спутника, их необходимо декодировать. Поэтому, ПО для МПСКИ на частоты 1,7 ГГц и 8 ГГц предполагается дополнить модулем декодирования пространственно-сжатых изображений.

Перспективные спутники ДЗЗ будут комплектоваться сканирующими спектрометрами высокого пространственного разрешения УФ, видимого и ИК диапазонов. Современные и перспективные радиолинии "спутник - пункт приема" имеют пропускную способность порядка 100 Мбит/сек. Для передачи данных с перспективных спектрометров требуется пропускная способность радиолиний порядка десятков Гбит/сек. Для этого авторами предлагается осуществлять синтезирование мультиспектральных каналов и тематическую классификацию многозональных изображений на борту спутника, используя бортовую систему обработки изображения и передавать кодированные данные по имеющимся радиолиниям. ПО, для МПСКИ на частоты 1,7 ГГц и 8 ГГц, предполагается дополнить модулем декодирования синтезированных и классифицированных изображений.

Заключение

По мнению авторов создание перспективных малых приемных станций должно осуществляться совместно с разработкой и созданием бортовых систем обработки изображений (в том числе систем сжатия изображений).

Перспективные малые приемные станции должны разрабатываться на базе ИС высокой интеграции (ПЛИС, процессоров ЦОС, микроконтроллеров), что упростит техническое обслуживание и модернизацию МПСКИ. Кроме того повысить эксплуатационные свойства МПСКИ позволяет применение нетрадиционных решений создания антенных систем – применение сегнетокерамических антенн и фазированных антенных решеток.

Литература

1. Remote Sensing in Meteorology, Oceanography and Hydrology. A.P. Cracknell, New York, 1981.
2. С.В. Гарбук, В.Е. Гершензон "Космические системы дистанционного зондирования Земли", М.: Издательство А и В, 1997.
3. NOAA SMART Stations <http://www.infocarto.es/smart.htm>.
4. R&D Center ScanEx Homepage <http://scanex.ss.msu.ru>.

PROSPECTS FOR CREATION OF SMALL STATIONS FOR RECEPTION OF SPACE INFORMATION

A. Volkov, S. Afanasiev, S. Krutykh
TsNIIMash RSA,
Pionerskaya 4, Korolev, Moscow Region, 141070, Russian Federation

Abstract

Today, when GIS technologies have been enhancing and widely spreading, an acquisition of the operating geoeological spatial information is getting in a growing significance. A large content of the geo-information is currently acquired by space systems. Republic administrations and local authorities in regions and cities; experts in meteorology, agriculture, agronomy, oil-and-gas industry; navigators and travellers; scientific expeditions and others are interested in a fast delivery of the space information. To meet completely the needs of the above consumers, small stations for space information reception (SMASSIR) have been recommended, including mobile ones.

Application of small stations for space information reception

SMASSIRs are designed for reception of the information acquired by space on-board devices of the Earth remote sensing, and also for thematic processing and prompt distribution of the information to a wide range of consumers.

A SMASSIR allow to receive the following data¹:

- images of the land and ocean surfaces, and also clouds in UV, visible, IR and microwave ranges;
- the state of the atmosphere;
- meteorological parameters transmitted in a telemetry frame (temperature, pressure, velocity of wind, etc.);
- time and geographical references.

The received information after a thematic processing can be used for:

- assessments of an ecology situation in a region;
- realization of prospecting survey;
- monitoring of contaminant sources;
- detection, evaluation of sizes and monitoring of events in the zones of catastrophes, forest and steppe large fires, large-scale contaminations on an ocean and land surface;
- monitoring of motion of the boundaries of desert lands and drought zones;
- identification of atmospheric fronts;
- tracing of a cloud cover;
- calculation of the temperature of a land or ocean surface;
- analysis of the condition of a farmland;

- monitoring of the condition, classification and evaluation of the output of vegetations;
- land cadastre mapping;
- calculations of vertical profiles of both temperature and humidity;
- calculations of an integrated parameter of humidity;
- weather forecasting.

An analysis of existing small stations for space information reception

The existing SMASSIRs provide reception from geostationary satellites (Meteosat, GOES, Electro); from polar satellites (Meteor, NOAA); and from the Resurs, Landsat, SPOT satellites.

The receiving stations of the *WeatherFront* type (GEODYNAMICS Corp.) or *SMART Station* (GEODYNAMICS Corp.) consist of a parabolic antenna with a downconverter, receiver and decoder, the antenna positioner, and are designed as an independent unit, or as interface plates with personal computers. For example, a *WeatherFront* station is an independent device on the basis of i486DX processor, has interfaces for connection with devices of GPS and weather bureau stations. The SunSparc workstation is used as a device for processing of the received data, and connects with the receiving station via an Ethernet network.

The *SMART Station* has modifications (marine and land)³ and provides data reception from satellites in HRPT, GOES, GMS, Meteosat formats. The receiving station is of ISA, EISA or PCI bus card size, it has an analogue, serial, TTL RS-422 input and 16, 32 or 64-bit words to workstation bus. A computer on Windows NT, SUN Microsystems, Silicon Graphics and DEC Alfa (DEC OSF/1 (UNIX)) platforms is used as a device for the received data processing. The software is supplied as modules for ERDAS Imagine: SMARTrack, HRPT Module, MET Module.

Liana (R&D Center ScanEx), *MEMOSAT*, *SUJET-M*, the Russian receiving stations, provide a signal reception from NOAA, Meteor, Ocean satellites in APT format (137 MHz). They are designed as an ISA interface plate for an IBM-compatible PC, or as an external unit with the RS-232 interface. The supplied software for Windows provides calculation of reception sessions, displaying of the received data, geographical and map reference, export of graphic files^{2,4}.

Such Russian receiving stations as *Liana-M* and *Selena* (R&D Center ScanEx)^{2,4} are used for demodulation, analog-digital conversion and PC input of the data received from the meteorological satellites of Meteosat, GMS, Goes and Electro type on 1.7 GHz frequency. The software, supplied with stations, is designed under MS Windows 3.1 and provides an image reception from a satellite according to a schedule, real-time display of the reception process on the computer screen, sequential animation of the images, handling of fragments of the images, export of an image in a BMP-format file format and obtaining of the image hardcopies.

ScanEx (R&D Center ScanEx), *SUJET-MC*, Russian receiving stations, are used for reception, demodulation, recording on a hard disc of a PC and primary processing of

the received data in HRPT format from NOAA satellite in the frequency band of 1670-1710 MHz.

ScanEx consists of an antenna system, antenna system interface unit with PC and software. The antenna system consists of a parabolic reflector with an antenna rotator, fed by a low-noise amplifier with a downconverter. The interface unit consists of an amplifier and phase detector of received signals, converter of signals into a parallel digital code, both analog-to-digital and digital-to-analog converters of check-up signals and signals to control the system, antenna amplifiers and simulator of signals. The interface unit is designed as a desktop unit with feeding from a supply source of AC 220 V, 50 Hz and addin ISA card for an IBM – compatible PC. The software developed for MS Windows 3.1, consists of two basic applications: data acquisition schedule control code (*Scan Receiver*) and program for both fastview and primary data processing (*Scan Viewer*). The time schedule control program (*Scan Receiver*) executes calculation of a schedule of satellites passing through a station reception area within a given time period; indication of the state of both the antenna and dataflow during a reception session. The fastview and primary data processing program (*Scan Viewer*) provides annotation of the images, fastview of the images with a capability of selection of a channel and a fragment, scaling of the images, geographical and map reference for orbital elements, pseudo-colour imaging with an option of a graphic pallet formation, calculation of histograms and item photometry, correction of an exact time of a reception and orientation of a satellite on reference points in an image, saving of selected fragments in an initial format and their export into standard formats, obtaining of hardcopies of the images^{2,4}.

ScanEr (R&D Center ScanEx, Russia)^{2,4}, is used for reception and primary processing of the satellite data from «Resurs-O1-3» satellite in 8 GHz. The receiving station consists of an antenna system, interface unit of the antenna system with a computer and software for reception (*Resurs Receiver*) and primary processing (*Scan Viewer*) of the achieved information. The antenna system consists of a parabolic antenna with the antenna rotator, a low-noise amplifier and downconverter. The interface unit consists of an amplifier and phase detector of received signals, converter of a received signal into a parallel digital code, analog-to-digital and digital-to-analog converters of check-up signals and signals to control the system, simulator of signals. The interface unit is structurally made as a desktop unit with feeding from a supply source of AC 220 V, 50 Hz and addin IBM PC ISA cards. The *MMPI* station (RNII KP, Russia) is a functional analog of *ScanEr* station.

UniScan 1.11 (R&D Center ScanEx, Russia), is a new version of a station, integrating capabilities of two systems: *ScanEr*, designed for reception of data from Resurs-O satellites, and *ScanEx*, designed for reception of data from NOAA satellites.

The receiving stations of ERS, GMS, IRS, INSAT, LANDSAT, SPOT are rather complex and large receiving systems which being small are not personal. A user can get data from these systems at a central system of distribution. Therefore, receiving stations of the said systems are included in a unified system of data collecting, processing and archiving, and in the given article are not considered.

Design principles of advanced small stations for space information reception

The above review of the current state in the field of small stations for reception of space information, their exploration, and also prospects for new space means and subsystems in the Earth remote sensing, assumes conformity of planned SMASSIR to the following basic principles:

- small sizes and mobility - a SMASSIR should be designed in a mobile version (portable, transportable) and provide on-line operation at any position on the Earth, that assumes the global navigational systems (GPS/GLONASS) shall be used for a SMASSIR positioning;
- Scalability - enhancement of capabilities by adding hardware modules, and/or modernization of software;
- Controllability - autonomous operation with the capabilities of remote control and the data transmission through local and global telecommunication networks;
- Stability - maintenance of operational performances under a rugged environment impact and/or man error;
- Compatibility - support of new and existing data transfer protocols and formats of storage and export in commonly used GIS; ability to operate on various hardware and software platforms;
- Electromagnetic compatibility - normal operation in a small-size space with a great number of various radio and electrical devices;
- Ergonomics - a set of properties of a SMASSIR, making its exploration comfortable to an operator;
- Ecofriendness - a SMASSIR operation should not cause damage to both an environment and operator;
- Efficiency.

Main directions of a SMASSIR development

The authors have proposed a concept of an advanced personal mobile SMASSIR development in TsNIIMASH. Requirements and proposals on design of key elements of the SMASSIR have been formulated. Some versions of an antenna system configuration for the mobile SMASSIR in 137 MHz range have been developed. Prototypes of antenna system elements, electronic and programm modules of the SMASSIR have been manufactured.

Conventionally, the receiving stations can be subdivided in the following types:

- low resolution station (137 MHz);
- middle resolution station (137 MHz and 1.7 GHz);
- high resolution station (137 MHz, 1.7 GHz and 8 GHz);

A SMASSIR consists of the following components:

- an antenna system;
- a module of a receiver and decoder;
- a PC for control and data preprocessing;
- software.

The modern level of microelectronics development allows to create an advanced SMASSIR with new capabilities and performances:

1. An application of high-density integrated circuit allows to reduce essentially the mass and overall dimensions of SMASSIR;
2. and also to reduce its power consumption.
3. The modular configuration of SMASSIR allows to enhance capabilities of the station by adding additional modules if required.
4. Algorithms of operation (firmware) of a SMASSIR can be modernized. (Adaptation to new data formats without replacement of hardware is available).
5. An application of special programm techniques for data processing allows to upgrade and add new functions of the station by updating its software.

Now, either dipole or spiral antennas, having large sizes (1.5x1.0x1.0 m), are used as a SMASSIR receiving antennas for 137 MHz. To minimize the antenna system sizes, ferroelectrical antennas can be used. The application of ferroelectrical technology allows to reduce essentially sizes (down to $\sim 100 \times 100 \times 100$ mm together with a low-noise amplifier (LNA)) and weight (about 300g with LNA) of an antenna system.

The parabolic antennas with the diameter of a paraboloid from 1.2 up to 2 meters (depending on the type of station) are used as receiving antennas in 1.7 GHz, 8 GHz bands. The application of such antenna systems makes an on-line operation of a SMASSIR difficulty. Therefore, phased antenna arrays (PAA) are proposed as antenna systems for a SMASSIR. The Main advantage of such systems is that mechanical scanning of a ray and, consequently, massive and expensive servo-drivers are not used in their scheme. The mounting, preliminary adjustment and operation of a system become simpler. The ray scanning is executed under an electronic method, the positioning of a ray in any point of scanned space is really carried out instantly and the angular velocity of a ray scanning exceeds considerably the one of a mechanical method. The use of active PAA allows to follow several satellites and to make spatial selection of interferences. The application of PAA will allow to reduce sizes and weight of antenna systems and to simplify the SMASSIR put in operation.

Advanced personal SMASSIR will require a new generation of space on-board devices. At present, there is a tendency to increase the volume of data acquired by space means. At the same time, the frequency band allocated for space-to-ground line and a power density of radio emission on the Earth surface are limited. To increase the volume of data transmitted from space to ground, an application of data compression systems is required. Therefore, an advanced SMASSIR should have a capability to receive and unpack compressed data. It can be realized on hardware and also on program level. It should be noticed, that taking into account the above said, to increase the quality of

a data reception from a satellite it is necessary to use the technique of redundant encoding of a signal. Though it will increase the transmitted data flow, but provide a qualitative data decoding on the receiving part, even in unfavorable conditions (at a smaller signal-to-noise ratio).

At present, the module of a receiver and decoder can be manufactured with application of high integration microcircuits (CPLDs, DSPs, microcontrollers etc.). Except for a receiver and decoder, this module includes an antenna system control unit (ASCU) (for stations of high and middle resolutions) and an interface unit with a PC for control and data preprocessing. ASCU is designed to generate control commands of the antenna system in real time. To control the antenna system, orbit elements of a satellite are used as an input data.

The module for a low resolution station can be realized as a PCMCIA card for connection to a portable personal computers (PC).

The modules of high and middle resolution stations can be produced in various form, depending on the type of a satellite they work with.

The data rate of the 1,7 GHz downlink can achieve 32 MBit/s, and in future in the 8 GHz band it can achieve 256 MBit/s.

Depending on the required data rate the module of a receiver and decoder can be produced as:

- an expansion PCI card for PC.
In this case a SMASSIR uses the PC resources to store the received data;
- a peripheral unit with an interface to PC for control and data preprocessing.
In this case module of a receiver and decoder can be realized on the basis of an industrial single-board computer in the CompactPCI standard with the CPU Intel Pentium, Pentium II or AMD K6. The use of a CompactPCI bus will allow to receive data with the maximum flow up to 500 MBit/s. To provide a guaranteed response to an external event, a real-time operational system (QNX, OS-9, Windows NT of real time) is used. The units of the receiver, decoder, ASCU and interface are produced in the CompactPCI standard. An industrial single-board computer controls the operation of all units of a SMASSIR, organizes data exchange and forms the service interactive data for displaying the SMASSIR condition on the PC for control and data preprocessing. The module of a receiver and decoder includes a RAID disk array. The data, received and saved on the disk array, are then transmitted to the PC for control and data preprocessing, operating under OS Windows, via an interface unit. The interface unit is a network controller or high-speed controller IEEE 1394 (Firewire) which supports the data transfer rate of 100, 200 and 400 MBit/s, and 800 and 1600 MBit/s in future.

The PC for control and data preprocessing

The control and data preprocessing PC is a personal computer or workstation with the installed SMASSIR control/diagnostics software, data preprocessing software, software for space image cataloging.

Functions of the SMASSIR control/diagnostics software:

- calculation of the satellite passing schedule for the zone of reception of a station within a specified time period;
- calculation of a satellite trajectory and control of the antenna to point it at the satellite;
- control of the decoder;
- data recording from SMASSIR into an archive (HDD or RAID-array, streamer);
- automatic data reception in accordance with a satellite passing schedule;
- diagnostics and displaying of the state of SMASSIR operation.

Functions of the data preprocessing software:

- creation of raster images from the received data;
- radiometric correction of a space image in each spectral channel;
- browsing of a space image in any spectral channel, "cut out" of a fragment from a space image with its saving in a file if a user demands;
- export of space images into formats supported by GIS and software for thematic data processing (ERDAS, ER-Mapper, etc.);
- a preliminary analysis of space images (scaling of an image, modification of contrast and brightness of an image, handling of a histogram (alignment), geographical referring of a space image on orbital elements).

Functions of the software for the space images cataloging:

* keeping of a data base:

- type of a scanning device;
- availability of the specified spectral channels in a file;
- date and time of a survey session;
- coverage of a specified territory by an image;
- place of storage of a file;
- availability of some text information in the comments to records.

* Additional functions provided by the catalogue keeping software:

- output of information on the selected records in a text file;
- saving and restoring of the tables copies in compressed form to have reserve copies or transfer them to other users if required;
- printing of reports and a map with outlines of images applied to a map;
- saving in a file and printing of images, referred to records;

- direct loading of selected images in the software shell for browsing and image processing.

The software can be realized under operational systems (OS) Windows 9x/NT. These OS are most commonly used and are regularly improved, have advanced interface and capability for operation in a network. There are many GIS and software for thematic processing of space images which can work just under these OS. It allows a better integration of a SMASSIR software into the said software.

A variant of SMASSIR configuration is shown in Fig. 1.

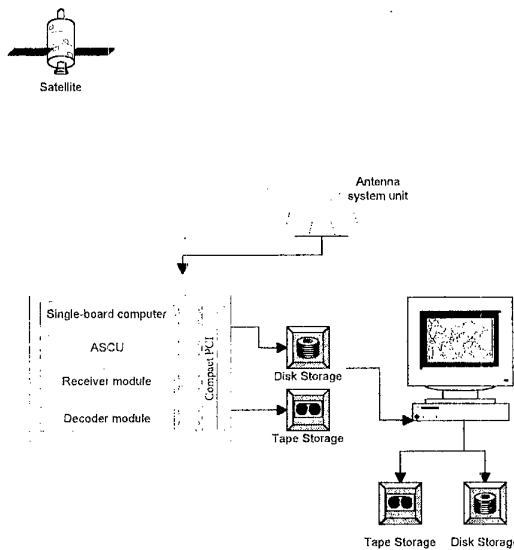


Fig.1 A SMASSIR configuration for 1.7 GHz and 8 GHz operation.

The module of a receiver and decoder is designed on the basis of an industrial single-board computer in the CompactPCI standard. Blocks of the receiver, decoder, ASCU are also designed in the CompactPCI standard. A standard Ethernet controller, built in an industrial computer or a high-speed controller IEEE 1394 (Firewire) is used as an interface unit from the control and data preprocessing computer.

A 32-digit ADSP 21065 (*Analog Device*) is used as the processor ASCU. It can support a floating point operation, has a library of main mathematical functions (*sin*, *cos* etc.). There is a possibility to program the DSP in a high level language *C*. The DSP use will allow to unload the CPU of the single-board computer out of the control of the antenna system during a reception session and to connect some more antenna systems.

The receiver and decoder are designed on CPLD FLEX 10K that provides modifications of data processing algorithms during operation.

During several days a SNASSIR is capable to operate in an autonomous regime with providing the data storing in the RAID disk array and also archiving on a streamer. On demand, the data delivered to a workstation for its further processing or for use in a GIS.

An image browsing and its primary processing are executed on a graphic workstation (see figure 1). The software for browsing and preprocessing provides an export of

an image into the formats of commonly used GIS. So, the received data can be easily integrated in the software packages used for processing the Earth remote sensing (ERS) data, and in GIS.

Currently, in Russia on-board devices for spatial compression of the images, received by means of the ERS, have been developing. An on-board compression of images will allow to increase the volume of data transmitted to a ground SMOSSIR (by 1–2 order of magnitude). To use the compressed information, the latter must be decoded by an additional module. Such a decoder of compressed data is planned in the software for a SMOSSIR in 1.7 GHz and 8 GHz.

In future, the ERS satellites will be equipped with scanning high-resolution spectrometers of UV, visible and IR ranges. The information efficiency of present and future "satellite-to-ground" lines is about 100 MBit/s. The use of new generation spectrometers will require the transmission rate of tens GBit/s. The authors propose to provide an on-board synthesis of multispectral channels and also on-board thematic classification of the received multispectral images by an on-board data processing system. Then, the obtained encoded data can be transmitted to ground. The software for a SMOSSIR in 1.7 and 8 GHz is planned to be enhanced with a module for decoding a synthesized and classified image.

Conclusion

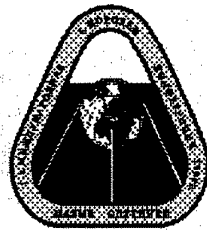
Advanced small stations for space information reception should be developed in parallel with the development of space on-board systems for image processing (including the system for image compression).

A future small receiving station should be designed on the basis of high-integrated circuits technology (CPLDs, DSPs, microcontrollers) that will make maintenance and modernization of the station easier.

Operational performance of a SMOSSIR can be also improved if uncommon developments on antenna system design are used such as the ferroelectrical antenna and phased antenna array techniques.

References

1. Remote Sensing in Meteorology, Oceanography and Hydrology. A.P. Cracknell, New York, 1981.
2. С.В. Гарбук, В.Е. Гершензон "Космические системы дистанционного зондирования Земли", М.: Издательство А и В, 1997.
3. NOAA SMART Stations <http://www.infocarto.es/smart.htm>.
4. R&D Center ScanEx Homepage <http://scanex.ss.msu.ru>.



**1-я МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ-ВЫСТАВКА
МАЛЫЕ СПУТНИКИ
НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, ДОСТИЖЕНИЯ. ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ
МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В НОВОМ ТЫСЯЧЕЛЕТИИ**

**1-st ANNUAL INTERNATIONAL CONFERENCE & EXHIBITION
SMALL SATELLITES
NEW TECHNOLOGIES, ACHIEVEMENTS, PROBLEMS AND PROSPECTS
FOR INTERNATIONAL CO-OPERATION IN THE NEW MILLENNIUM**

**СЕКЦИЯ X:
БАЛЛИСТИКА И ДИНАМИКА КА**

**SESSION X:
SPACECRAFT BALLISTICS AND DYNAMICS**

**Руководители:
Г.Г. Райкунов, ЦНИИМАШ, Россия
В.Н. Почукаев, ЦНИИМАШ, Россия**

**Chairpersons:
Gennady G. Raikunov, TsNIIMASH, Russia
Vladimir N. Pochukaev, TsNIIMASH, Russia**

- X.1 Германский центр управления полетом. Некоторые принципы его построения
П. Пиотровский, ГЦУП, Германия,
В. Почукаев, ЦУП-М, ЦНИИМАШ, Россия
- X.2 Аэротермобаллистическое формирование возвращаемого на Землю пилотируемого космического аппарата марсианского экспедиционного комплекса
Н. Иванов, М. Казаков, А. Румынский, В. Соболевский, ЦНИИМАШ, Россия
- X.3 Оптимизация орбитальной структуры системы малых спутников "Гонец"
В. Бартенева, В. Кудымов, В. Подолякин, Д. Шмаков, А. Гречкосеев, О. Графодатский, НПО ПМ, Россия
- X.4 История и перспективы развития систем управления спуском бескрылых космических аппаратов
С. Кудрявцев, ЦНИИМАШ, Россия
- X.5 Современные задачи оперативного баллистического обеспечения спуска
С. Кудрявцев, ЦНИИМАШ, Россия
- X.6 Система навигации, ориентации и сближения орбитальных космических аппаратов на базе аппаратуры спутниковой навигации (АСН)
Н. Бодин, В. Бранец, Н. Михайлов, А. Почукаев, В. Почукаев, ЦНИИМАШ, К. Черевков, РНИИ КП, Россия
- X.7 О радиоинтерферометрической подсистеме наземного комплекса управления КА
Г. Смышляева, В. Прохоров, ЦНИИМАШ,
В. Старостин, РКА, Россия
- X.8 О применении радиоастрономического поляризационного фарадеевского метода измерения полного электронного содержания ионосферы пользователями глобальными спутниковыми навигационными системами
В. Разин, А. Теплых, НИРФИ, Г. Смышляева, ЦНИИМАШ, Россия
- X.9 Разработка имитационных моделей операций облета, стыковки и монтажа ПГ на МКС с помощью малых роботизированных платформ
В. Борисов, В. Богомолов, С. Костин, В. Фролов, И. Сидоров, ЦНИИМАШ, Россия
- X.10 Использование подвижных манипуляторов свободно летающего космического робота в задаче координатно-метрического управления его угловым движением
В. Богомолов, ЦНИИМАШ,
В. Рутковский, В. Суханов, ИПУ РАН, Россия
- X.11 Динамика КА с системой гашения упругих колебаний его конструкции
О. Клишев, А. Мытарев, Б. Рабинович, Г. Чурилов, ЦНИИМАШ, Россия

- X.1 **Certain Structural Features of the German Space Operations Center Arrangement**
P. Piotrovski, Germany,
V. Pochukaev, TsNIIMASH, Russia
- X.2 **Aerothermobaric Forming the Return to the Earth Manned Spacecraft of Martian Expeditionary Complex**
N. Ivanov, M. Kazakov, A. Rumynsky, V. Sobolevsky, TsNIIMASH, Russia
- X.3 **Optimization of the Small Satellite "Gonets" Constellation Orbital Structure**
V. Bartenev, V. Kudymov, V. Podolyakin, D. Shmakov, A. Grechkosev, O. Graphodatsky, NPO PM, Russia
- X.4 **The History and Prospects of Developing Descent Control Systems for Wingless Space Vehicles**
S. Kudryavtsev, TsNIIMASH, Russia
- X.5 **Present-day Problems of Efficient Ballistic Support of Spacecraft Descent and Landing**
S. Kudryavtsev, TsNIIMASH, Russia
- X.6 **Navigation, Orientation and Coming Together Spacecraft System, Based on the GPS Facilities**
N. Bodin, V. Branets, N. Mikhailov, A. Pochukaev, V. Pochukaev, TsNIIMASH, K. Cherevko, RNII KP, Russia
- X.7 **A Radio Interferometry Sub-system for an Onground Space Vehicle Control System**
G. Smyshlyaeva, V. Prokhorov, TsNIIMASH, V. Starostin, RSA, Russia
- X.8 **About of Use the Radioastronomy Polarization Faraday Method of Users of Global Satellites Navigation System for Measurement Total Electron Maintenance of the Ionosphere**
V. Razin, A. Teplych, NIRFI, G. Smyshlyaeva, TsNIIMASH, Russia
- X.9 **Development of Simulation Models of Flight and Docking Operation and Payload Assembly Onboard the International Space Station Using Small Computer-Aided Platforms**
V. Borisov, V. Bogomolov, S. Kostin, V. Frolov, I. Sidorov, TsNIIMASH, Russia
- X.10 **The Use of Active Manipulator of Freely Flying Space Robot for Control of its Angular**
V. Bogomolov, TsNIIMASH,
V. Rutkovsky, V. Sukhanov, IPU RAN, Russia
- X.11 **Dynamics of a Space Vehicle with its Structure Flexible Oscillation Damping System**
O. Klishev, A. Mytarev, B. Rabinovich, G. Churilov, TsNIIMASH, Russia

ГЕРМАНСКИЙ ЦЕНТР УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ. НЕКОТОРЫЕ ПРИНЦИПЫ ЕГО ПОСТРОЕНИЯ

П.Пиотровский (GSOC, Германия),
В.Н.Почукаев (ЦУП-М ЦНИИМАШ, Россия)

Доклад посвящен рассмотрению некоторых принципов, которые были положены в основу построения Германского Центра управления космическим полетом (GSOC).

GSOC был создан в 1968 году для управления или участия в управлении космическими программами, выполняемыми Германией или совместно с Германией. За период своего существования GSOC принимал участие более чем в десяти космических проектах.

За время своего существования GSOC прошел несколько этапов модернизации, каждая из которых увеличивала возможности центра, но не меняла принципов, которые были положены в основу построения GSOC. Это доказало эффективность и рациональность этих принципов.

Предлагаемый Вашему вниманию доклад посвящен изложению некоторых из этих принципов. При изложении материала используется терминология и подходы, основанные на базе теории управления сложных процессов, разработанных в ЦУП-М ЦНИИМАШ.

1. Главная управляющая структура

Любой Центр управления полетом - это специализированное предприятие, производящее особую продукцию - управляющую информацию, которая, в конечном счете, попадает на борт КА и обеспечивает его функционирование в соответствии с возложенными на него задачами. Эта управляющая информация является результатом действия некоторой системы, функционирующей в ЦУПе. Назовем ее главной управляющей структурой (ГУС). Она не имеет общепризнанного названия и в зависимости от ЦУПа и от страны, где он создан, может называться по-разному. В частности в России она называется ГОГУ (главная оперативная группы управления). В своей работе ГУС использует технические, математические средства находящиеся в ЦУПе, а также использует персонал ЦУПа. К техническим средствам относятся: залы управления с универсальными рабочими местами (УРМ), средства отображения информации, средства связи всех видов, терминальные устройства, вычислительная сеть. К математическим средствам относятся программное обеспечение, реализованное на вычислительной сети. Помимо этого в обеспечение входит технология, включающая положение по взаимодействию всех элементов ГУС, должностные инструкции всех специалистов, участвующих в функционировании ГУС. Каждому КА, управление которого осуществляется из ЦУПа, соответствует своя ГУС. Если из ЦУПа одновременно управляется несколько КА, то в ЦУПе существует

одновременно несколько ГУС. Эти ГУС, будучи реализованы в одном ЦУПе, могут пересекаться по средствам ЦУПа. Можно считать, что ЦУП есть не что иное, как среда существования ГУС. ЦУП обеспечивает следующие возможности: создает ГУС (порождает ГУС), обеспечивает, поддерживает ее функционирование и, по окончании работы ГУС, демонтирует ее.

Облик и возможности ГУС определяются типом КА, для управления которым он создан, и поэтому количественно ГУС для различных КА могут существенно различаться. Однако структурно они по существу одинаковы, хотя степень развития элементов ГУС для различных КА может быть существенно различной.

Таким образом, характеристика ЦУПа, как среды, порождающей ГУС, определяется сроками и стоимостью созданием ГУС для каждого КА, а также стоимостью поддержки функционирования и обеспечения порожденного ГУС.

Здесь необходимо отметить, что ГУС не есть ЦУП, даже если ЦУП создан только для обеспечения управления одного КА. Просто в этом случае идет сращивание многих элементов ГУС и ЦУПа. В зависимости от типов КА, для управления которыми создан ЦУП, множества ГУС, которые порождает ЦУП, в той или иной степени отличаются друг от друга. По этому признаку можно осуществлять классификацию ЦУПов. В этой классификации на наиболее высокой ступени стоят те ЦУПы, для которых тип управляемого КА либо вообще заранее не определен, либо же определен не совсем строго. Именно к такому типу относиться GSOC. Он создан для управления всеми КА, создаваемыми Германией или с ее участием. Тем не менее, как показала практика функционирования GSOC за тридцатилетний период своего существования, могут быть сформированы ряд принципов, реализация которых делает работу ЦУПа достаточно эффективной даже и в этих условиях. Рассмотрим их.

2. Основные принципы построения GSOC

В соответствии с формой существования ГУС для его порождения требуется решить следующие проблемы:

- создать условия для работы специалистов, входящих в ГУС;
- решить проблему организацию связи всех видов, используемой при управлении полетом;
- создать вычислительную сеть требуемых возможностей для решения всех задач, используемых для управления;
- организовать двухсторонний информационный обмен между ГУС и КА;
- разработать программное обеспечение для вычислительной сети.

Кроме перечисленного, требуется также наличие некоторого количества специалистов-управленцев необходимой квалификации,

объединенных в рамках определенной организационной структуры. Этот вопрос имеет самостоятельное значение и здесь он обсуждаться не будет. Просто будем предполагать, что подобные специалисты нужного качества и количества есть.

Существует несколько путей воссоздания ГУС. Самый простой - это для каждого ГУС, порожденного в ЦУПе, создаются с нуля свои самостоятельные средства. Но такой путь крайне не рационален. Во-первых, он требует очень длительного срока создания ГУС. Во-вторых, он требует больших материальных затрат и значительных финансовых вложений.

Другой, более рациональный путь - это создание некоторой универсальной среды, настраиваемой на конкретные потребности в зависимости от того, какого типа КА управляется из ЦУПа. Принципиально возможно создать такую среду, но она, во-первых, потребует очень больших начальных вложений, а, во-вторых, может оказаться такой, что многие возможности ЦУПа не будут востребованы, что, естественно, также крайне нерационально, так как приведет, в конечном виде, к неоправданным начальным затратам.

Поэтому более рационален комбинированный подход, при котором универсальная среда ЦУПа формируется для тех элементов ГУС, которые являются общими для всех КА, для которых создается ЦУП, и которые с помощью специальной и сравнительно несложной настройки могут являться элементами ГУС для конкретного КА, управляемого из данного ЦУПа. Ряд же элементов ГУС создаются полностью, естественно, с применением тех возможностей, которые предоставляет ЦУП. Это, как правило, касается тех элементов, которые связаны с индивидуальными особенностями КА.

Одним из главных принципов GSOC как раз и состоит в разумном сочетании универсальной настраиваемой среды и индивидуальных доработок по каждому КА, характерных только для данного объекта.

Кратко рассмотрим в начале, что относится к универсальной настраиваемой среде GSOC.

К этой группе средств относятся:

- аппаратно-программные средства,
- средства связи всех видов;
- рабочие помещения с рабочими консолями и средствами коллективного отображения;
- входные и выходные каналы с соответствующей аппаратурой.

Все эти средства обладают возможностью конфигурирования, в результате чего в рамках указанной совокупности средств образуются элементы, работающие уже только на конкретный объект.

Мощности данных средств выбраны с таким расчетом, чтобы предоставлялась возможность создавать конфигурации этих средств одновременно для нескольких КА.

Для контроля за функционированием каждой из конфигураций в GSOC создана специальная система мониторинга технических средств и линий связи и управления ресурсами. Важнейшее значение при конструировании вычислительной сети и ее программного обеспечения имели требования, выработанные в GSOC. Кратко их суть состоит в следующем: один производитель, децентрализованный подход, достаточная надежность, возможность производителя обеспечивать внутренние сетевые коммутации, использование одного языка программирования высокого уровня, возможность использования сетевого обеспечения высшего порядка, не использование языка Ассемблер (кроме системных функций).

К элементам ГУС, вновь создаваемым для каждого конкретного КА, относится, в основном, специальное программное обеспечение, включающее:

- доработку комплекса телеметрической обработки;
- комплексы анализа состояния бортовых систем;
- комплекс расчета управления движением КА (если есть специфика в нем) и комплекс планирования полета в части тех специфических операций, которые выполняются на КА.

Выводы.

Разделение средств ЦУПа на универсальные средства, конфигурируемые средства и вновь создаваемые для каждого КА средства является эффективным принципом построения ЦУПа. Правильное соотношение между первой и второй группой средств позволяет сочетать существенное сокращение сроков подготовки ГУС для принимаемой на обслуживание с экономией затрат на их создание.

Аэротермобаллистическое формирование возвращаемого на Землю пилотируемого космического аппарата марсианского экспедиционного комплекса

Иванов Н.М., Казаков М.Н., Румынский А.Н., Соболевский В.Г.
ЦНИИМАШ

АННОТАЦИЯ

В докладе представлены материалы по формированию перспективного возвращаемого на Землю пилотируемого космического аппарата (КА), входящего в состав марсианского экспедиционного комплекса. Приводятся базовые положения разработанной методики аэротермобаллистического формирования перспективного бескрылого спускаемого КА для диапазона гиперболических скоростей входа аппарата в атмосферу Земли. Даются результаты сравнительного тепловесового анализа трех перспективных бескрылых возвращаемых КА в диапазоне скоростей входа $V_0 = 13-17$ км/с, в диапазоне продольных дальностей $L_k = 3000-5000$ км (при обеспечении точности посадки $|\Delta L_k| \leq 1$ км), при выполнении температурного ограничения в характерной точке на наветренной поверхности спускаемого КА, а также при обеспечении допустимого перегрузочного режима для экипажа корабля (с учетом фактора "переносимости" перегрузок детренированным организмом космонавта).

ВВЕДЕНИЕ

За последние годы вновь получило развитие одно из важнейших направлений современной космонавтики - направление межпланетных марсианских экспедиций с возвращением на Землю. Актуальность данного направления связана, в первую очередь, с объявленной Программой исследования Марса на период до 2015 г. с помощью автоматических и пилотируемых космических аппаратов.

В 60-е годы на начальном ("романтическом") этапе развития пилотируемой космонавтики указанное направление развивалось достаточно интенсивно [6-10,17,18], но затем в силу различных политико-экономических и ракетно-космических причин проводимые программы исследований и разработок были "свернуты". Проведенные в те годы комплексные исследования по всем важнейшим направлениям проблемы реализации межпланетной марсианской экспедиции с возвращением на Землю привели к получению важнейших фундаментальных (для прикладной космонавтики) результатов, не потерявших своей значимости и в настоящее время.

Было установлено, что для осуществления "захвата" аппарата атмосферой Земли, а также для обеспечения допустимых

В.Соболевский

температурного и перегрузочного режимов на траектории снижения спускаемого КА важнейшей проектно-баллистической задачей является задача нахождения минимально-необходимого располагаемого аэродинамического качества $(K_p)_{\min}$ для исследуемого спускаемого аппарата (СА) любой рассматриваемой конфигурации. В результате проведенных исследований определено, что для перспективных бескрылых СА необходимо обеспечить $(K_p)_{\min} \geq 0.4$ [6]. Указанный результат привел к необходимости рассмотрения перспективных спускаемых аппаратов нетрадиционных (для того периода развития космонавтики) конфигураций - аппаратов класса "конический сегмент" [5,10,18], аппарата биконической конфигурации [18], аппарата сегментально-конической конфигурации [10] (отличного по геометрическим пропорциям от традиционного СА КК "Союз"), спускаемого аппарата "Apollo" [18] и многих других аппаратов оригинальных конфигураций.

К числу важнейших исходных параметров, характеризующих взаимное положение требуемого района посадки возвращаемого КА и фазового местоположения аппарата при входе в атмосферу (или базовых параметров подлетной гиперболы), относится продольная дальность L_k атмосферного участка снижения аппарата. Было установлено, что при произвольном задании дальности L_k прямая посадка аппарата в требуемом районе Земли (без вылета возвращаемого КА за пределы атмосферы) может быть не обеспечена. В результате, для обеспечения прямой посадки возвращаемого КА на территории СССР (на широте $\varphi_k = 50^\circ$ сев.шир.) рассматривался диапазон продольных дальностей $L_k = 3000-5000$ км, а важнейшим полученным результатом является следующий результат [7,10] - необходимым условием осуществления прямой посадки возвращаемого КА в требуемом районе территории СССР (на широте $\varphi_k = 50^\circ$ сев.шир.) является выполнение требования неположительности начального угла склонения на бесконечности $\delta_\infty \leq 0$ (рис.1), причем угол δ_∞ характеризует положение асимптоты подлетной гиперболы космического аппарата.

При неблагоприятном сочетании исходных параметров V_∞ и δ_∞ (прежде всего, в области значений $\delta_\infty > 0$) осуществление прямой посадки возвращаемого КА не всегда возможно и поэтому необходимо принимать во внимание альтернативный способ - орбитальную посадку (с предварительным выходом КА на орбиту искусственного спутника Земли).

Осуществление безопасной посадки пилотируемого возвращаемого КА требует учета и решения важнейшей задачи по обеспечению допустимого перегрузочного режима для экипажа корабля, что связано, в первую очередь, с учетом допустимой длительности воздействия (в процессе торможения аппарата в атмосфере) больших перегрузок на детренированный организм космонавта [17]. Решение указанной задачи "переносимости" перегрузок (выносливости космонавта к действию перегрузок) было формализовано с помощью

В.Соболевский

аналитического соотношения [9], учитывающего интегральное воздействие перегрузок в процессе торможения КА в атмосфере и позволяющего синтезировать требуемую траекторию снижения и закон управления КА с целью безусловного выполнения конечного условия по "переносимости" перегрузок: $\Phi_k < 0$. Использование данного критерия позволило обеспечить баллистическое решение безопасной посадки возвращаемого КА в требуемом районе на территории СССР [10].

Необходимо отметить, что выбор формы (конфигурации) перспективного возвращаемого КА считался в тот период одной из важнейших задач проектирования, поскольку суммарная потребная масса теплозащитного покрытия (ТЗП) спускаемого аппарата оценивалась величиной $\approx 40\%$ от общей массы возвращаемого КА. Поэтому при выборе формы перспективного спускаемого КА в качестве главной целевой задачи стояла задача минимизации суммарной потребной массы ТЗП аппарата (при выполнении всех требуемых ограничений и условий посадки в заданном районе) [10,14].

БАЗОВЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ МЕТОДИКИ АЭРОТЕРМОБАЛЛИСТИЧЕСКОГО ФОРМИРОВАНИЯ БЕСКРЫЛОГО СПУСКАЕМОГО КА

В настоящее время важнейшей задачей пилотируемой космонавтики является задача обеспечения точной посадки перспективного спускаемого КА в любом заданном районе поверхности или акватории Земли - обеспечение высокоточной посадки (в пределах круга диаметром 1 км) аппаратов, возвращаемых с орбиты ИСЗ [1]; обеспечение точной посадки межпланетных КА в заданном районе Земли или другой исследуемой планеты (например, Марса) [3].

В целях достижения удачного (в техническом и экономическом отношении) проектно-конструкторского решения, а также для обеспечения быстрого (оперативного) создания перспективного возвращаемого КА любой конфигурации необходимо на начальном этапе предэскизного проектирования аппарата формировать взаимосогласованные и технически реализуемые проектно-геометрические, проектно-баллистические и аэротермодинамические параметры создаваемого спускаемого (возвращаемого) КА [1-4]. Указанный подход к комплексному проектированию перспективного аппарата гарантирует формирование непротиворечивых реализуемых тактико-технических характеристик спускаемого КА и обеспечивает успешное проведение последующих детальных проектно-конструкторских проработок.

Аэротермобаллистическое проектирование перспективного спускаемого космического аппарата есть формирование взаимосогласованных базовых проектно-баллистических, аэротермодинамических и проектно-геометрических параметров

В.Соболевский

аппарата, реализуемость которых проверяется в процессе баллистического моделирования движения спускаемого КА на всех участках полета.

Начальным этапом методологии баллистического проектирования спускаемого КА заданной конфигурации является формирование базовых исходных данных (ИД) для проведения расчетов по нахождению реализуемых проектно-геометрических и аэродинамических параметров проектируемого аппарата. К числу базовых исходных данных пилотируемого спускаемого КА сегментально-конической конфигурации (рис.2) относятся: численность экипажа; параметры конфигурации, характеризующие геометрические пропорции аппарата (параметры $\theta_c, \theta_k, \lambda_k$); объем W (по внешним обводам аппарата) или характерный линейный размер D спускаемого КА; начальная масса G_0 (или масса полезного груза $G_{пр}$) проектируемого СА.

Нахождение основных геометрических размеров проектируемого спускаемого аппарата (СА) осуществляется с помощью так называемого уравнения конфигурации [10,11]:

$$W = C_f \cdot D^3, \quad (1)$$

где W - объем аппарата, м³;

D - характерный линейный размер аппарата, м;
для СА рассматриваемого класса D есть диаметр лобового сферического сегмента (рис. 2);

C_f - коэффициент формы, функционально зависящий от исходных характерных параметров конфигурации.

Для спускаемого аппарата рассматриваемого класса уравнение конфигурации имеет следующий вид:

$$C_f = \frac{\pi}{24} \cdot \left[\frac{(1 - \sin \theta_c)(2 + \sin \theta_c)}{(1 + \sin \theta_c) \cos \theta_c} + \frac{1 - B_k^3}{\operatorname{tg} \theta_k} + B_k F_k^2 (2 + \sin \theta_k) \cos \theta_k \right], \quad (2)$$

где

$$F_k = 2\lambda_k \cdot \operatorname{tg} \theta_k, \quad (3)$$

$$B_k = F_k(1 + \sin \theta_k).$$

Следует подчеркнуть, что для каждого СА заданного геометрического облика могут быть получены соответствующие аналитические соотношения.

На основе соотношений (1)-(3) однозначно определяются все геометрические параметры рассматриваемого перспективного СА, что позволяет вычислить параметр "площадь миделевого сечения" S_{mid} (необходимый для дальнейшего формирования проектно-баллистических данных) и проектный параметр [4,11]

$$k_{учн} = \frac{4.836 \cdot W^{2/3}}{S_{\Sigma}}, \quad (4)$$

характеризующий степень проектного совершенства аппарата, причем S_{Σ} в соотношении (4) есть полная поверхность спускаемого КА, вычисленная по найденным геометрическим параметрам.

Следует отметить, что в случае обязательного выполнения проектного условия по максимально-допустимому значению диаметра D (требование размещения спускаемого КА в отсеке полезного груза ракеты-носителя) использование уравнения конфигурации (1) позволяет однозначно определить располагаемый объем W аппарата. Кроме того, выполнение дополнительного требования по транспортировке больших грузов ($D < 4.1$ м) ограничивает величину располагаемого объема аппарата: $W = 22.5 \text{ м}^3$.

Главной особенностью формирования реализуемых аэродинамических параметров проектируемого спускаемого КА является нахождение диапазона балансировочных углов атаки α_{δ} , в пределах которого аппарат (в процессе торможения в атмосфере) сохраняет продольную статическую устойчивость. Как известно, критерием продольной статической устойчивости любого летательного аппарата является выполнение условия $\frac{dm_{zt}}{d\alpha} = m_{zt}^{\alpha} < 0$ при $m_{zt} = 0$.

Для каждого спускаемого КА могут быть построены зависимости $K_p = f(m_{zt}^{\alpha})$ и $\alpha_{\delta} = f(K_p, m_{zt}^{\alpha})$ (при различных значениях координаты \bar{x}_T центра масс аппарата).

Использование указанных графических зависимостей позволяет установить не только реализуемый диапазон $\Delta\alpha_{\delta}$ балансировочных углов атаки, но и диапазон предельных значений балансировочного аэродинамического качества [2,4,5].

Получение графических зависимостей $K_p = f(m_{zt}^{\alpha})$ и $\alpha_{\delta} = f(K_p, m_{zt}^{\alpha})$ (рис.3) является достаточно трудоемкой и длительной расчетной операцией. В целях оперативной (быстрой) оценки летательных способностей или летабельности проектируемого аппарата (на допустимом балансировочном угле атаки α_{δ}) получены новые аналитические соотношения [11,12]. Обобщенный критерий летабельности спускаемого аппарата объединяет как проектно-геометрические и аэродинамические параметры, так и основные проектно-баллистические параметры СА (аэродинамическое качество K_{δ} и баллистический коэффициент $\sigma_x = \frac{C_{xa} \cdot S_{mid}}{G_0}$, где G_0 есть

полученная по результатам проектно-массового решения начальная масса спускаемого аппарата). Использование обобщенного критерия летабельности [11,12] позволяет для каждого балансировочного угла атаки α_{δ} получить количественную точечную оценку удачности принятого проектного решения и сформированных параметров

перспективного СА. При выполнении обобщенного критерия летабельности для каждого из интересующих углов атаки (в пределах диапазона $\Delta\alpha_\delta$) можно с уверенностью считать, что сформированные проектно-геометрические и аэродинамические параметры являются взаимосогласованными и реализуемыми, а сам проектируемый спускаемый КА способен выполнить требуемую целевую задачу.

Важнейшим этапом методологии баллистического проектирования перспективного спускаемого КА является формирование реализуемых проектно-баллистических параметров аппарата, позволяющих как выполнить поставленную целевую задачу, так и обеспечить в процессе снижения СА в атмосфере удовлетворение всей совокупности ограничений, прежде всего, ограничений, связанных с температурным и перегрузочным режимами. Выполнение данной задачи осуществляется с помощью баллистического моделирования движения спускаемого КА, позволяющего одновременно синтезировать реализуемую программу управления аппаратом и формировать реализуемую траекторию снижения СА для осуществления точного прилета в требуемую географическую точку.

В процессе синтеза реализуемой программы управления аппарата и формирования реализуемой траектории снижения СА должны быть безусловно выполнены все ограничения, связанные с допустимым режимом торможения и условиями функционирования аппарата [10,14]. Следует указать, что спускаемый КА бескрылой конфигурации управляется в процессе снижения в атмосфере за счет изменения угла крена γ (при этом аппарат "застабилизирован" на требуемом балансировочном угле атаки α_δ).

Базовыми ограничениями в алгоритме решения являются - одностороннее ограничение по максимально-допустимой равновесной радиационной температуре $(T_w^*)_{\max}$ в характерной точке на наветренной поверхности аппарата и двустороннее ограничение по перегрузке $(n_\Sigma)_{\min} \leq n_\Sigma \leq (n_\Sigma)_{\max}$. При этом введение ограничения по минимально-допустимой перегрузке гарантирует "невывет" спускаемого КА за пределы атмосферы (что весьма существенно при движении аппарата вблизи верхней границы коридора входа).

Синтезирование закона управления $\gamma(t_i) \equiv \gamma_i$ (в текущий момент времени t_i , $i=1, \dots, n$) и формирование вектора состояния КА на этот же момент времени базируется на использовании специального блока прогнозирования [10], в котором "проигрываются" и "оцениваются" возможные варианты текущего управления (с обязательным контролем выполнения указанных выше ограничений). Алгоритмически прогнозирование движения спускаемого КА осуществляется при использовании второй системы уравнений движения аппарата (на интервале прогнозирования, равном 100 шагам интегрирования по первой основной системе), причем обеспечивается прогнозируемая оценка всех допустимых значений угла крена γ_i с последующим анализом и выбором наилучшего значения угла γ_i^* .

В.Соболевский

Найденное таким образом значение управления (угла крена γ_i^*), отвечающее минимальному значению температуры $(T_W^*)_{\min}$, затем используется в основной (первой) системе уравнений движения КА только на текущем шаге решения (до момента времени t_{i+1}); затем процедура быстрого прогнозирования и поиска нового значения угла крена $(\gamma_{i+1})^*$ повторяется.

Следует отметить, что для повышения быстродействия описанного алгоритма формирования закона управления $\gamma(t)$ и синтеза реализуемой номинальной траектории снижения спускаемого КА используются новые аналитические соотношения [15,16], прежде всего, в блоке прогнозирования второй системы уравнений движения аппарата. Отличительной особенностью нового метода прогнозирования движения спускаемого КА является значительное сокращение процессорного времени расчетов при сохранении требуемой точности решения (в сравнении с решением, получаемым путем численного интегрирования уравнений движения аппарата).

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ ТЕПЛОВЕСОВОЙ АНАЛИЗ ВОЗВРАЩАЕМЫХ КА БЕСКРЫЛЫХ КОНФИГУРАЦИЙ

На рис.4 приведены [4,5] экспериментальные зависимости аэродинамического качества от коэффициента лобового сопротивления для аппарата сегментально-конической конфигурации, что убедительно свидетельствует о возможности и/или целесообразности рассмотрения СА данной конфигурации в качестве перспективного возвращаемого на Землю аппарата (при обеспечении аэродинамического качества $K_6 > 0.4$).

Сравнивались три типа спускаемых КА бескрылой конфигурации, наиболее полно изученные в аэродинамическом отношении, - аппарат с несущим лобовым тормозным щитом (аппарат сегментально-конической формы, рис.2) и два аппарата с несущим корпусом (аппарат типа "конический сегмент" [10] и аппарат типа "конический сегмент с надстройкой" (рис.5), [5]).

В качестве базовых исходных данных были приняты следующие параметры: численность экипажа - 6 человек (2 пилота и 4 пассажира); объем аппарата $W=20.2 \text{ м}^3$; начальная масса G_0 аппарата (перед входом в плотные слои атмосферы) составляет 7.012 - 8.645 т, причем меньшее значение начальной массы аппарата соответствует скорости входа 13 км/с, а большее значение массы - скорости 17 км/с.

Разработанная для решения указанной задачи методология аэротермобаллистического проектирования спускаемого КА учитывает ряд специфических особенностей, характерных только для аппаратов гиперболического входа - обеспечение "захвата" КА ("невывлета" аппарата из атмосферы) и обеспечение допустимого

интегрального уровня действующих на экипаж больших перегрузок $(n_{\Sigma})_{\max} > 6$. В качестве максимально-допустимой была принята перегрузка $(n_{\Sigma})_{\max} = 8$, а уровень воздействия перегрузок на космонавта контролировался с помощью интегрального критерия переносимости перегрузок $\Delta \Phi$ [9,10,17], причем при формировании базовых аэротермобаллистических параметров каждого аппарата обеспечивалось минимально-возможное значение критерия $\Delta \Phi_{\min}$. Необходимо отметить, что проектно-геометрические параметры каждого из сравниваемых аппаратов были сформированы на основе решения соответствующих уравнений конфигурации (1) и при выполнении указанных проектных критериев.

В целях обеспечения формирования базовых взаимосогласованных аэротермобаллистических параметров каждого из рассматриваемых аппаратов использовался критерий "эффективности торможения" S_T , впервые введенный в [10]:

$$S_T = \frac{K_p}{c_{x_a} \cdot s_{mid}} \quad (5)$$

Полученные для каждого типа аппарата и для каждого значения скорости входа $V_{вх}$ зависимости $S_T = f(\alpha)$ и $S_T = f(\theta_0)$ (α - угол атаки; θ_0 - угол входа КА в атмосферу) позволили сформировать искомые аэробаллистические параметры $(\alpha_{\delta}, K_{\delta}, \sigma_x, \theta_0)$, обеспечивающие достижение минимального значения критерия $\Delta \Phi_{\min}$ переносимости перегрузок. Поэтому синтезированный аппарат сегментально-конической конфигурации обладает нестандартными (в сравнении с СА КК "Союз") проектно-геометрическими параметрами: $\theta_c = 57^\circ$; $\theta_k = 35^\circ$ [10].

На рис.6 приводятся указанные зависимости $S_T = f(\alpha)$ и $S_T = f(\theta_0)$ для рассматриваемого СА сегментально-конической конфигурации, использование которых позволяет определить балансировочный угол атаки α_6 и угол входа θ_0 , соответствующие минимальному уровню $\Delta \Phi_{\min}$ интегрального воздействия перегрузок на начальном участке торможения СА.

На рис.7 даются зависимости относительного веса теплозащиты G в функции от угла входа θ_0 и от значения критерия эффективности торможения S_T при различных значениях скорости входа V_0 , продольной дальности L_k атмосферного участка снижения аппарата и при различных моделях (Φ_1, \dots, Φ_7) "переносимости" перегрузок.

Приведенные графические зависимости построены по результатам решения задачи тепловесовой траекторной оптимизации [14] с минимизацией веса G теплозащитного пакета в характерной точке на наветренной поверхности СА рассматриваемой сегментально-конической конфигурации. Аналогичные графические зависимости

В.Соболевский

получены также и для двух других рассматриваемых аппаратов. Необходимо отметить, что используемые аналитические соотношения [14] для определения веса G основываются на результатах фундаментальных исследований в области лучисто-конвективного теплообмена спускаемых аппаратов [13].

В табл.1 для каждого из рассматриваемых возвращаемых КА приводятся сформированные значения максимального аэродинамического качества K_{\max} , балансировочного угла атаки $(\alpha)_{K_{\max}}$ (соответствующего качеству K_{\max}), значения критерия эффективности торможения S_T (также соответствующего качеству K_{\max}), диапазон изменения аэродинамического качества K_P (соответствующий оптимальному реализуемому диапазону изменения критерия эффективности торможения $S_T = 0.020-0.035$) и диапазон изменения балансировочного угла атаки α_6 (также соответствующий оптимальному реализуемому диапазону изменения критерия эффективности торможения $S_T = 0.020-0.035$).

Найденные таким образом базовые аэробаллистические параметры спускаемого КА использовались затем для формирования реализуемой номинальной программы управления $\gamma(t)$ и траектории снижения аппарата по обеспечению выполнения конечного условия - требуемого значения продольной дальности L_K атмосферного участка спуска ($L_K = 3000-5000$ км).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На рис.8 представлены итоговые результаты проведенного сравнительного тепловесового анализа трех перспективных возвращаемых на Землю КА бескрылых конфигураций, причем графические результаты в правой части на рис.8 отвечают случаю использования критерия эффективности торможения S_T (5) при определении базовых проектно-баллистических и аэродинамических параметров каждого из аппаратов, а графические результаты в левой части рис.8 - случаю неиспользования критерия эффективности торможения S_T .

Основным итоговым результатом проведенных исследований явился вывод о конкурентоспособности спускаемого КА сегментально-конической конфигурации в сравнении с рассмотренными аппаратами конфигурации "несущий корпус" (по критерию минимальной потребной массы ТЗП в характерной точке на поверхности аппарата). Необходимо особо подчеркнуть, что указанный вывод получен при корректном формировании базовых аэротермобаллистических параметров спускаемого КА (с использованием критерия "эффективности торможения" S_T) и при корректном решении задачи траекторной тепловесовой оптимизации движения КА в атмосфере.

ЛИТЕРАТУРА

1. Иванов Н.М., Корсаков В.А., Кудрявцев С.И., Савченко А.А., Соболевский В.Г., Соколов Н.Л. Проблема спуска бескрылого КА с орбиты искусственного спутника Земли на полигон малых размеров. Труды XI-го международного симпозиума "Space Flight Dynamics", ESA. ESOK, Тулуза (Франция), 1995.
2. Иванов Н.М., Казаков М.Н., Миненко В.Е., Румынский А.Н., Соболевский В.Г. Формирование облика перспективного спускаемого аппарата. "Космонавтика и ракетостроение", №9, 1997.
3. Иванов Н.М., Казаков М.Н., Румынский А.Н., Соболевский В.Г. Формирование требований к параметрам тепловой защиты и аэробаллистическим параметрам перспективного марсианского СА, реализующего различные варианты исследований Марса. "Космонавтика и ракетостроение", №11, 1997.
4. Казаков М.Н., Миненко В.Е., Соболевский В.Г. Аэробаллистическое предэскизное проектирование перспективных бескрылых спускаемых космических аппаратов. Труды I-ой Международной научной конференции "Микроминиатюризация и основные направления развития космической техники на базе новых технологий", Королев (Россия), 1997.
5. Казаков М.Н. Выбор формы бескрылого спускаемого аппарата с повышенным аэродинамическим качеством. "Космонавтика и ракетостроение", №3, 1995.
6. Анфимов Н.А., Иванов Н.М., Соболевский В.Г. и др. Основы теории полета космических аппаратов, под ред. Г.С.Нариманова и М.К.Тихонравова. Москва, "Машиностроение", 1972.
7. Иванов Н.М., Соболевский В.Г. Аналитическая оценка дальности спуска космического аппарата для гиперболических траекторий возвращения. "Космические исследования", т.Х, вып.3, 1972.
8. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. Москва, "Наука", гл.ред.физ.-матем.литер., 1988.
9. Климин А.В. Торможение в атмосфере аппарата с экипажем после межпланетного перелета. "Космические исследования", т.ХI, вып.1, 1973.

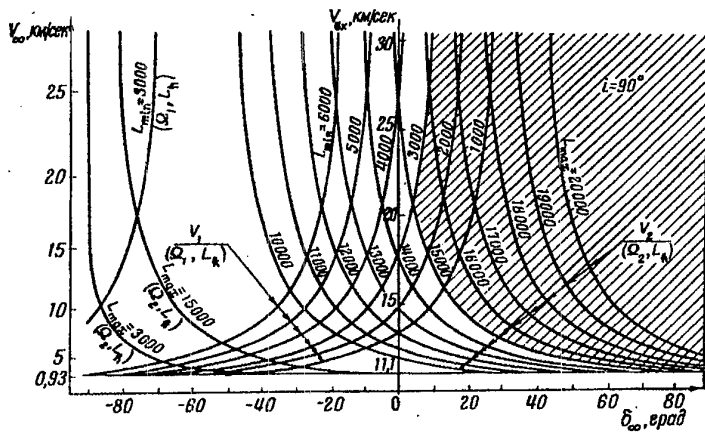
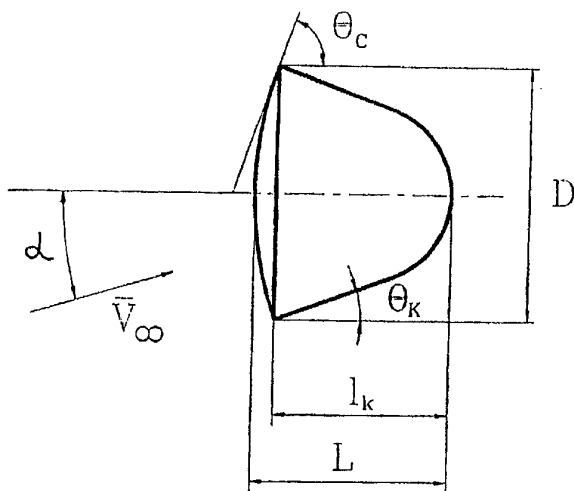


Рис. 1



Характерные параметры конфигурации

$\lambda_k = l_k/D$	θ_c	θ_k
0.70	70.0	20.0

Рис. 2

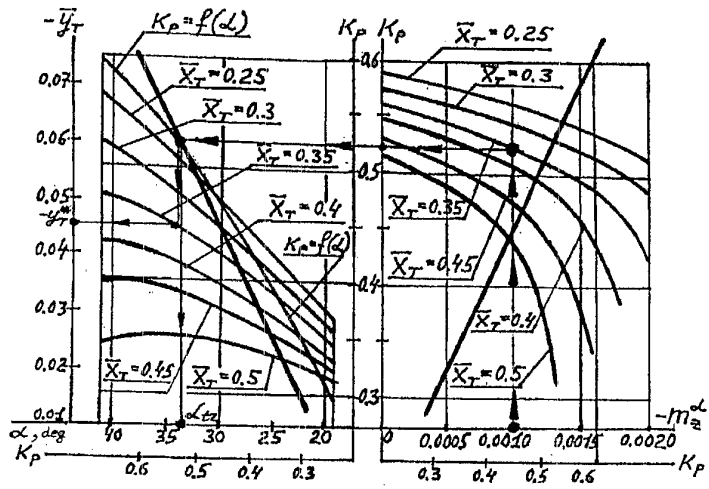


Рис. 3

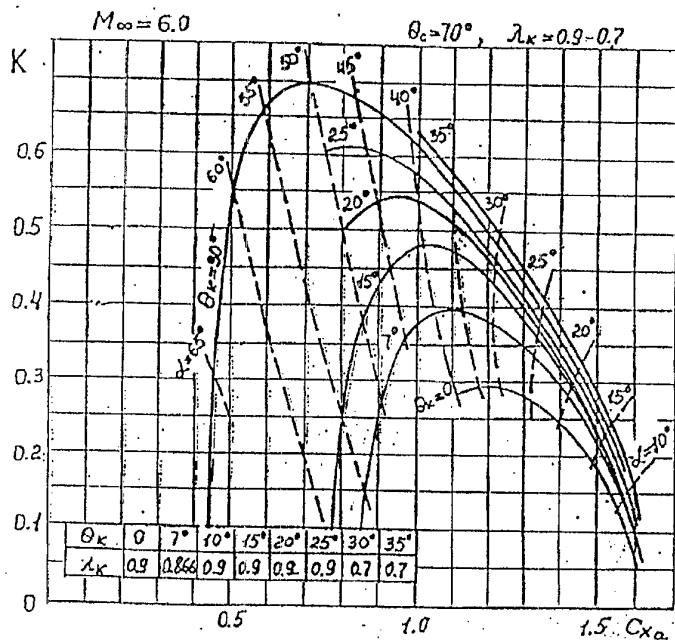
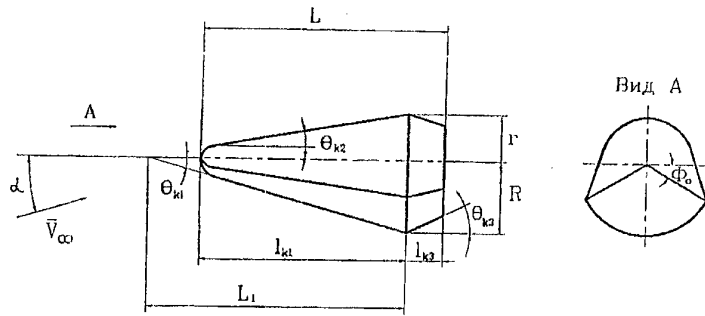


Рис. 4



Характерные параметры конфигурации

$\bar{l}_u = \frac{l_u}{L_1}$	$\theta_{u1}, \text{град}$	$\Phi_u, \text{град}$	$\theta_{u2}, \text{град}$	$\bar{l}_s = \frac{l_s}{L}$	$\theta_{s2}, \text{град}$
0.79	15.0	30.0	10.0	0.152	25.0

Рис. 5

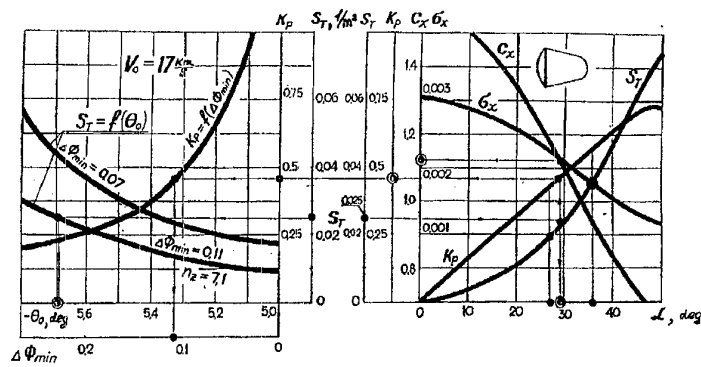


Рис. 6

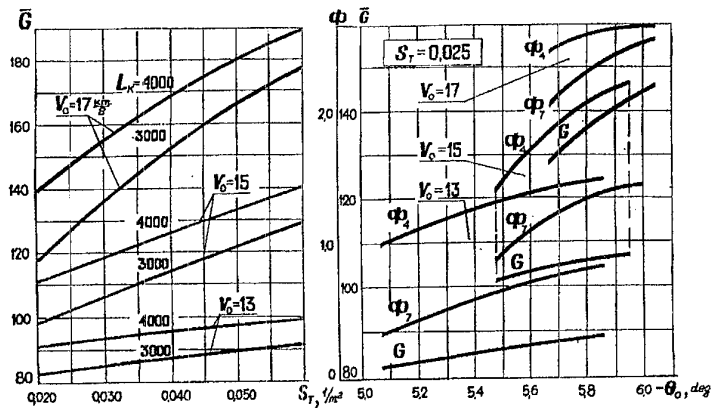


Рис. 7

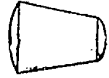

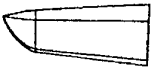
Форма	K_{\max}	$\alpha_{K_{\max}}$	$(St)_{K_{\max}}$	Диапазон $St=0.020-0.035$	
				Диапазон K_r	Диапазон α_{σ}
	0.725	50°	0.075	0.40-0.55	$27.0^\circ-36.0^\circ$
	0.565	15°	0.146	0.43-0.58	$51.0^\circ-41.0^\circ$
	1.525	0°	0.340	0.43-0.62	$33.0^\circ-26.0^\circ$

Табл. 1

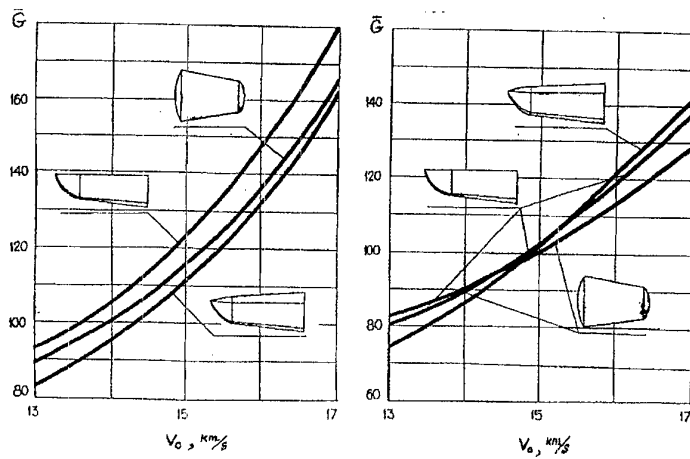


Рис. 8

10. Соболевский В.Г. Исследование вопросов баллистического проектирования спускаемых аппаратов экспедиционных комплексов при посадке на Землю. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Калининград (Россия), 1973.
11. Соболевский В.Г. Анализ вопросов баллистического проектирования перспективных спускаемых космических аппаратов. Москва, ЦНТИ РККА "Поиск", 1997.
12. Соболевский В.Г. Аналитический аппарат баллистического проектирования перспективных спускаемых космических аппаратов. Труды I-ой Международной научной конференции "Микроминиатюризация и основные направления развития космической техники на базе новых технологий", Королев (Россия), 1997.
13. Анфимов Н.А., Румынский А.Н. Лучисто-конвективный теплообмен и теплозащита космических аппаратов, спускаемых на поверхность Земли и других планет Солнечной системы. "Проблемы механики и теплообмена в космической технике". Москва, "Машиностроение", 1982.
14. Иванов Н.М., Румынский А.Н., Соболевский В.Г. Численная тепловесовая оптимизация траектории снижения затупленного тела. "Ракетно-космическая техника", Калининград (Россия), сер. IX, вып. 1, 1993.
15. Соболевский В.Г. Аналитическое прогнозирование движения спускаемого аппарата. "Космонавтика и ракетостроение", №10, 1997.
16. Ivanov N.M., Sobolevskiy V.G. Operational prediction of reentry vehicle motion. 12th International Symposium on Space Flight Dynamics, ESA. ESOC, Darmstadt, Germany, 1997.
17. Барер А.С., Сорокина Е.И., Мураховский К.И. К вопросу о переносимости человеком ускорений после длительного пребывания в условиях, имитирующих невесомость. "Космическая биология и медицина", т. VI, №3, 1972.
18. Shapland D.J., Munroe W.F. Сопоставление трех различных конфигураций пилотируемых КК, предназначенных для входа в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями. Экспресс-информация "Астронавтика и ракетодинамика". Москва, ВИНТИ, №39, 1967.

Aerothermobarballistic Forming of Return on Earth Manned Space Vehicle of Martian Expedition Complex

N.M. Ivanov, M.N. Kazakov, A.N. Rumynskiy, V.G. Sobolevskiy

The paper presents materials on development of a future manned returned space vehicle included into a complex for the Martian mission. The basic points of the developed aerothermodynamic and flight dynamic method for designing of the unwinged returned vehicle performing an entry to the Earth atmosphere at hyperbolic velocities are presented. The results of the comparative thermal and mass analysis are given for three unwinged returned vehicles and for the entry velocities 13-17 km/s, longitudinal ranges of descent 3000-5000 km (providing the accuracy of landing within 1 km), satisfying the temperature constraint at a characteristic point on the windward surface of the vehicle and also providing admissible g-loads for the crew (taking into account the 'withstandability' factor).

INTRODUCTION

During the last years one of the most important directions of modern cosmonautics - the interplanetary Martian missions with a return to the Earth has obtained a new development. First of all it is connected with the announced program of Mars explorations with automatic and manned vehicles for the period till 2015.

This direction was developed rather intensively in 60-th years [6-10,17,18] at the initial phase of manned space explorations but then the associated studies and design works were stopped due to different political, economical and technological reasons. The comprehensive studies conducted at that time in all important directions of implementation of the interplanetary Martian mission with a return to the Earth produced the fundamental for the applied cosmonautics results that are still significant at the present time.

It was found that in order to perform a 'capture' of the vehicle by the Earth atmosphere and to satisfy the admissible thermal and load factor constraints on the descent trajectory one of the most important design flight dynamic tasks is to find the minimally sufficient available lift to drag ratio $(K_p)_{\min}$ for studied return vehicle of any configuration. One of results of the conducted studies was that for the future unwinged vehicles it is necessary to provide $(K_p)_{\min}$ not less than 0.4 [6]. This result lead to a need to consider

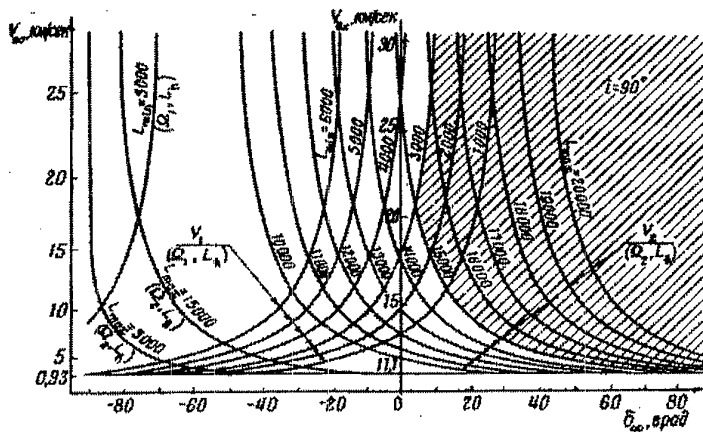


Figure 1

It should be noted that the choice of a shape (configuration) of RV was considered at that time as one of the most important design tasks since the required mass of the RV thermal protection coating was estimated as $\approx 40\%$ of the total RV mass. Then the main task during choice of the RV configuration was to minimize the total required mass of the vehicle's thermal protection coating (also satisfying all imposed constraints and conditions of landing in a given area) [10,14].

BASIC POINTS OF AEROTHERMODYNAMIC AND FLIGHT DYNAMIC DESIGNING OF RETURN VEHICLE.

At the present time an important task of the space technology for the manned missions is to provide an accurate landing of the return vehicle in any given area of the Earth surface, i.e. to provide a highly accurate landing (within a circle of 1 km in diameter) of the vehicles returned from the Earth surface [1]; to provide an accurate landing of the interplanetary vehicles in a give area of the Earth or other explored planet (fot example Mars) [3].

In order to develop a successful (in technical and economical respects) return vehicle of any configuration and to do it quickly it is necessary to form the mutually coordinated and technically feasible geometry, flight dynamic and aerothermodynamic parameters of the return vehicle at the initial phase of a design work [1-4]. This approach to the comprehensive designing of the vehicle guarantees obtaining of noncontradictory and feasible technical characteristics of the vehicle and facilitates further successful detailed designing.

The aerothermodynamic and flight dynamic designing of a future returned space vehicle is a development of mutually agreed basic flight-dynamic, aerothermodynamic and geometry parameters of the vehicle, which

candidate return vehicles of non standard (for that period of time) configurations - vehicles of the 'conical segment' class [5, 10, 18], biconical configuration [18], segmental-conical configuration [10] (different by its geometry shape from the Soyuz and Appolo configurations [18]) and many other original configurations.

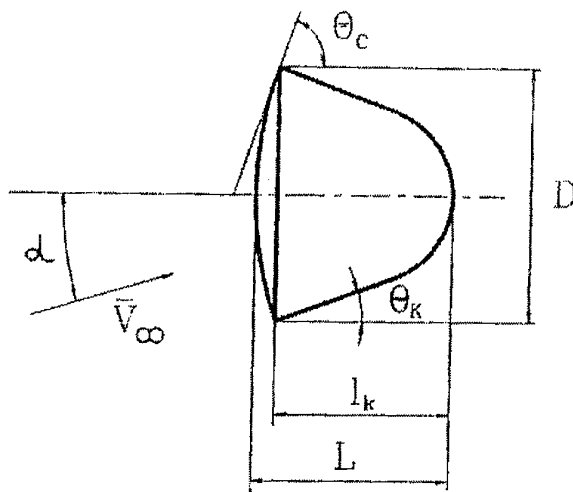
The longitudinal range L_{LONG} of the atmospheric descent phase belongs to important initial parameters characterizing a relative position of the required area of landing and phase position of the vehicle at the entry point (or basic parameters of the approach hyperbola). It was established that for an arbitrary specification of the L_{LONG} range the direct landing of the return vehicle (without exiting out of the atmosphere) may not be provided. Then in order to provide the direct landing of the return vehicle on the USSR territory the longitudinal range L_{LONG} was taken within the interval 3000-5000 km, and the most important obtained result [7,10] is that a necessary condition of landing in a required area of the USSR territory (at the latitude 50° N) is a nonpositivity of the initial declination angle on the infinity $\delta_\infty \leq 0$ (fig.1), moreover

the angle δ_∞ characterizes a position of the asymptote of the vehicle's approach hyperbola. For the unfavorable combination of the initial parameters V_∞ and δ_∞ (first of all for the values $\delta_\infty > 0$) the direct landing of the return vehicle is not always possible and so it is necessary to take into account the alternative way of the orbital landing (with preliminary insertion of the vehicle to the Earth orbit).

The safe landing of the manned return vehicle requires to take into account and solve the problem of an admissible load factor profile that is first of all connected with the account of an admissible duration of high g-loads acting on the crew at the atmospheric phase [17]. This problem of the g-load 'withstandability' was formalized with the analytic relation [9] that takes into account an integral effect of g-loads during the atmospheric deceleration phase and allows to design the required descent trajectory and guidance law with an obligatory fulfillment of the final 'withstandability' condition $\Phi_{FIN} < 0$. The use of the given criterion allows to provide a flight dynamic solution of the problem of the return vehicle safe landing in the required area of the USSR [10].

feasibility is verified during the flight dynamic modeling of the return vehicle motion on every phase of a flight.

The initial stage of the flight dynamic designing of RV of a specified configuration is to develop the basic initial data for performing an analysis on finding the feasible geometry and aerodynamic parameters of the vehicle to be developed. The basic initial data for the manned unwinged return vehicle of a segmental-conical configuration (Fig. 2) are: number of crewmembers, parameters of the configuration describing the vehicle's geometry shape (parameters θ_c θ_k λ_k), a volume W (corresponding to the external shape of the vehicle) or a characteristic linear dimension of RV, an initial mass G_0 (or a payload mass G_{pl}) of the developed RV.



Characteristic parameters of configuration

$\lambda_k=l/D$	θ_c	θ_k
0.70	70.0	20.0

Figure 2

The determination of the basic geometry dimensions of the developed RV is done using the so called configuration equation [10,11]:

$$W = C_f \square D^3, \tag{1}$$

where W is a vehicle's volume, m^3 ;

D is a characteristic linear size of the vehicle, m ;

for the RV of the considered shape D is a diameter of the head spherical segment (Fig.2);

C_f is a shape coefficient functionally depending on initial characteristic parameters of the configuration.

For the RV of a considered type the configuration equation is the following:

$$C_f = \frac{\pi}{24} \cdot \left[\frac{(1 - \sin \theta_c)(2 + \sin \theta_c)}{(1 + \sin \theta_c) \cos \theta_c} + \frac{1 - B_k^3}{\tan \theta_k} + B_k F_k^2 (2 + \sin \theta_k) \cos \theta_k \right] \quad (2)$$

where

$$\begin{cases} F_k = 2\lambda_k \cdot \tan \theta_k, \\ B_k = F_k (1 + \sin \theta_k) \end{cases} \quad (3)$$

It should be noted that for each RV of a given geometry shape the corresponding analytic relation can be obtained.

Basing on equations (1)-(3) all geometry parameters of the considered RV can be obtained uniquely that allow to calculate the 'maximum section area' parameter S_{mid} (necessary for the further analysis of the flight dynamic parameters) and the design parameter [4,11]:

$$k_{vol} = \frac{4.836 \cdot W^{2/3}}{S_\Sigma} \quad (4)$$

characterizing a level of the vehicle's design quality, here S_Σ is a full surface of the vehicle calculated by the obtained geometric parameters.

It should be mentioned that in a case of the obligatory satisfaction of a design constraint on the maximum admissible diameter D (the requirement on the RV placement in a launcher payload module) the configuration equation (1) gives a unique value of the vehicle's volume W . Also an additional constraint on the large-size loads ($D < 4.1m$) limits an available volume of the vehicle: $W = 22.5m^3$.

The main feature in an analysis of the available aerodynamic parameters of the RV to be developed is to find a range of the trim angle of attack α_δ for which the vehicle has the longitudinal static stability during the atmospheric deceleration. As it is known a criterion of the longitudinal static stability of any flying vehicle is to satisfy the condition $\frac{dm_z^\alpha}{d\alpha} = m_z^\alpha < 0$ at $m_z^\alpha = 0$. The profiles for the available lift to drag ratio $K_p = f(m_z^\alpha)$ and trim angle of attack

$\alpha_\delta = f(K_p, m_{zi}^\alpha)$ can be obtained for each RV and for different values of the center of gravity coordinate \bar{x}_1 (fig.3). The use of these graphic profiles allow to determine not only an available range of the trim angle of attack $\Delta\alpha_\delta$ but also a range of the available lift to drag ratio [2,4,5].

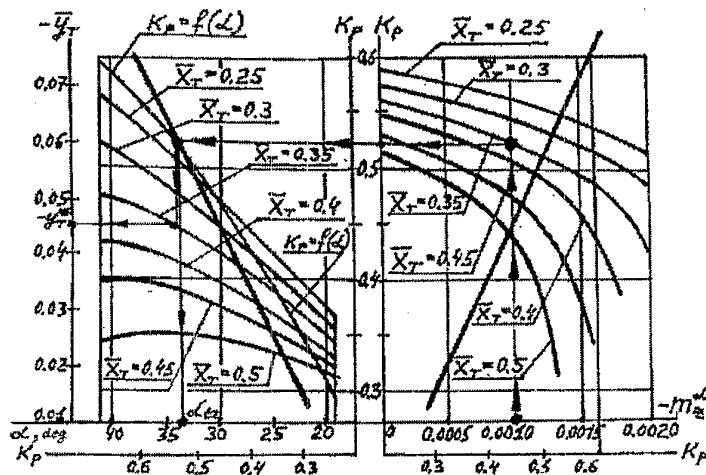


Figure 3

A process of obtaining the graphic profiles $K_p = f(m_{zi}^\alpha)$ and $\alpha_\delta = f(K_p, m_{zi}^\alpha)$ (fig.3) requires rather long computations. In order to be able to estimate quickly a flight capacities or

“flightability” of the developed vehicle (at an admissible trim angle of attack α_δ) a new analytic relations [11,12] have been obtained. The generalized flightability criterion combines both the design geometric, aerodynamic parameters and basic flight dynamic parameters of RV (the lift to drag ratio K_δ and ballistic coefficient $\sigma_x = \frac{C_{xa} \cdot S_{mid}}{G_0}$, where G_0 is an initial

design mass of RV). The use of the generalized flightability criterion [11,12] allow to obtain a quantitative estimation of a quality of the adopted design solution of RV for each trim angle of attack α_δ . If the generalized flightability criterion is satisfied for each of candidate trim angles of attack (within the range $\Delta\alpha_\delta$) it can be stated that the obtained design geometry and aerodynamic parameters are mutually coordinated and feasible, and the developed RV can accomplish the required task.

An important stage of the flight dynamic designing of the developing RV is to find such flight dynamic parameters of the vehicle that allow both to accomplish a formulated task and to satisfy all constraints during descent in the atmosphere, in particular the constraints connected with the thermal and

load factor profiles. This task is accomplished using the flight dynamic modeling of the RV motion that allow at the same time to produce a program of the vehicle's guidance and a trajectory of the RV descent to a required geographic point.

All constraints connected with the admissible deceleration profile and conditions of the vehicle's functioning [10,14] are to be taken into account in the guidance program and during analysis of the RV descent trajectory. It should be mentioned that the RV of an unwinged configuration is controlled during motion in the atmosphere by variation of its bank angle γ (here the vehicle is stabilized on a required trim angle of attack α_8).

The basic constraints in the algorithm of solution are a one side limitation on the maximum admissible equilibrium radiation temperature $(T_w^*)_{\max}$ in a characteristic point on the head surface of the vehicle and a two side limitation on the load factor $(n_\Sigma)_{\min} \leq n_\Sigma \leq (n_\Sigma)_{\max}$. Here the limitation on the minimum admissible load factor is introduced to guarantee a non-exit of RV out of the atmosphere that is especially critical when the vehicle is moving near an upper border of the entry corridor.

The generation of the guidance law $\gamma(t_i) \equiv \gamma_i$ (at a current moment in time t_i , $i=1, \dots, n$) and of the RV state vector at the same moment in time is based on a special prediction module [10] which predicts and estimates possible variants of the current guidance (with necessary checking of the mentioned above constraints). From the algorithmic point of view the RV motion prediction is done using the second system of the equations of motion (on the prediction interval that is equal to 100 integration steps of the first basic system), and here a predicted estimation of all admissible values of the bank angle γ_i is provided with further analysis and choice of the best value of the angle γ_i^* . The obtained guidance (value of the angle γ_i^*) corresponding to the minimum temperature value $(T_w^*)_{\min}$ is then used in the basic (first) system of RV motion equations only on the current step of solution (till the moment t_{i+1}), then the procedure of the quick prediction and choice of a new bank angle value $(\gamma_{i+1})^*$ is repeated.

It should be noted that in order to increase a speed of the described algorithm for obtaining the guidance law $\gamma(t)$ and nominal descent trajectory of RV the new analytic relations [15,16] are applied, first of all in the prediction module of the second system of the vehicle's equations of motion. A distinctive feature of the new method of RV motion prediction is a substantial reduction in computation time while keeping a required accuracy of solution (in comparison with the solution obtained using the numerical integration of the motion equations).

COMPARATIVE THERMAL AND MASS ANALYSIS OF RETURNED UNWINGED CONFIGURATIONS

Fig. 4 shows [4,5] the experimental dependencies of the lift to drag ratio with respect to the drag coefficient for the segmental-conical vehicle that demonstrate a possibility and/or appropriateness to consider RV of the given configuration as a promising vehicle for return to the Earth (if the lift to drag ratio $K_s > 0.4$ is provided).

Three types of RV of the unwinged configuration that are the most studied aerodynamically have been compared: a vehicle with the head thermal protection screen (the segmental-conical vehicle, fig.3) and two lifting body vehicles (the 'conical segment' type vehicle [10] and the 'conical segment with a superstructure' type vehicle [5], fig.5).

The following parameters have been taken as the basic initial data: the number of crewmembers is 6 (2 pilots and 4 passengers), the vehicle's volume $W=20.2 \text{ m}^3$, the initial mass of the vehicle before its entry to the atmosphere is 7.012-8.645 t, here the lowest value of the initial mass corresponds to the entry velocity 13 km/s and the highest one corresponds to the entry velocity 17 km/s.

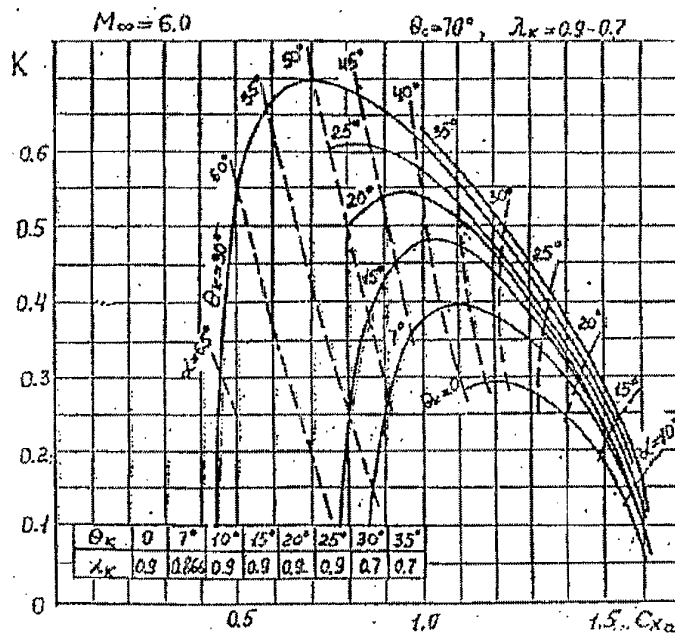
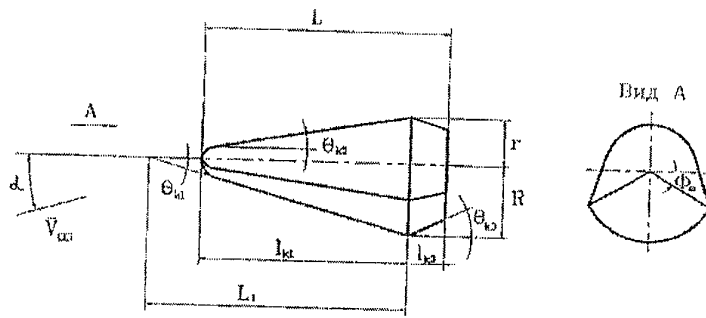


Figure 4



configuration Characteristic parameters of

$\gamma_{01} = \frac{l_{k1}}{L}$	$\theta_{01}, \text{град}$	$\theta_{02}, \text{град}$	$\theta_{03}, \text{град}$	$\gamma_{02} = \frac{l_{k2}}{L}$	$\theta_{03}, \text{град}$
0.79	15.0	30.0	15.0	0.153	25.0

Figure 5

The methodology of the aerothermodynamic and flight dynamic designing of RV developed for the solution of the given problem has some specific features typical only to the hyperbolic entry vehicles: to provide a 'capture' of the vehicle (non-exit of RV out of the atmosphere) and an admissible integral level of high g-loads acting on a crew $(n_{\Sigma})_{\max} > 6$. The load factor $(n_{\Sigma})_{\max} = 8$ was taken as a maximum admissible limit and a level of the load factor influence on the crew was estimated using the integral criterion of the load factor withstandability $\Delta\Phi$ [9,10,17], and here the minimum value $\Delta\Phi_{\min}$ was provided during analysis of the basic aerothermodynamic and flight dynamic parameters of each vehicle. It should be mentioned that the design geometry parameters for each of the compared vehicles were obtained basing on solution of the corresponding configuration equations (1) while satisfying the given design criteria.

In order to obtain basic mutually coordinated aerothermodynamic and flight dynamic parameters the criterion of 'drag efficiency' S_T (the first time introduced in [10]) was applied for each of the considered vehicles:

$$S_T = \frac{K_p}{C_{X_A} \cdot S_{\text{mid}}} \quad (5)$$

The profiles $S_T=f(\alpha)$ and $S_T=f(\theta_0)$ obtained for each vehicle and each value of the entry velocity V_{en} (here α is the angle of attack and θ_0 is the entry angle) allow to form the required flight dynamic parameters $(\alpha_{\delta}, K_{\delta}, \sigma_x, \theta_0)$ that provide the minimum value of the load factor withstandability criterion $\Delta\Phi_{\min}$. Thus the analyzed segmental-conical vehicle has the non-

standard (in comparison with the Soyuz RV) design geometry parameters: $\theta_c=57^\circ$, $\theta_k=35^\circ$ [10].

Fig. 6 presents the mentioned profiles $S_T=f(\alpha)$ and $S_T=f(\theta_0)$ for the considered vehicle of the segmental-conical configuration. Using these profiles it is possible to determine the trim angle of attack α_6 and entry angle θ_0 corresponding to a minimum level of the integral load factor effect on the initial phase of the RV deceleration $\Delta\Phi_{min}$.

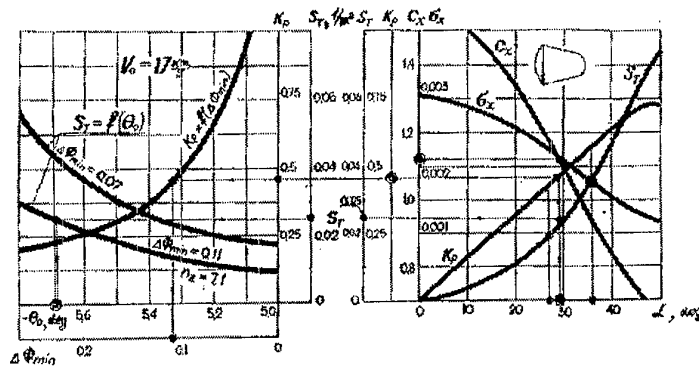


Figure 6

Fig. 7 gives a relative mass of the thermal protection G as a function of the entry angle θ_0 and values of the drag efficiency criterion S_T at different values of the entry velocity V_0 , longitudinal range of the atmospheric phase L_{LONG} and different models (Φ_1, \dots, Φ_7) of the load factor withstandability. The given graphic profiles were built solving the thermal and mass trajectory optimization problem [14] minimizing the thermal protection weight G at the characteristic point of the windward surface of the considered segmental-conical configuration. The similar profiles were obtained also for the other considered vehicles. It should be noted that the applied analytic relations [14] for determination of the mass G are based on the results of fundamental studies in the area of the radiation and convective heat exchange of entry vehicles [13].

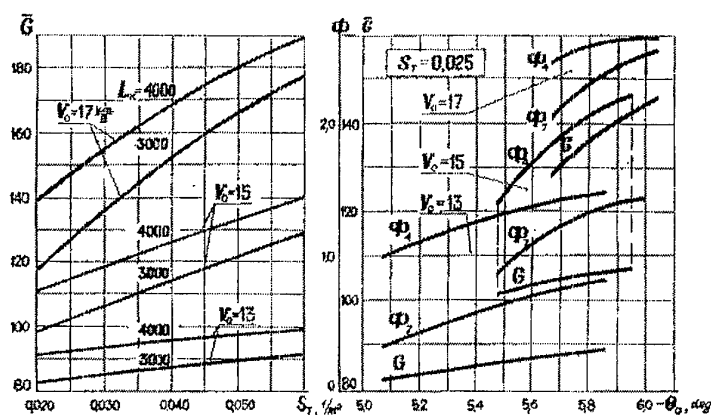


Figure 7

Table 1 contains for each of the considered return vehicles the obtained values of the maximum lift to drag ratio K_{max} , trim angle of attack $(\alpha)_{K_{max}}$ corresponding to K_{max} , values of the drag efficiency criterion S_T (also corresponding to K_{max}), range of the lift to drag ratio K_p variation (corresponding to the optimum available range of the drag efficiency criterion $S_T=0.020-0.035$) and range of the trim angle of attack α_s variation (also corresponding to the optimum available range of the drag efficiency criterion $S_T=0.020-0.035$).

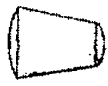
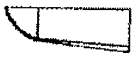
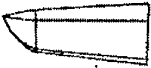
Shape	K_{max}	$\alpha_{K_{max}}$	$(S_T)_{K_{max}}$	Range $S_T=0.020-0.035$	
				Range K_p	Range α_s
	0.725	50°	0.075	0.40-0.55	27.0°-36.0°
	0.565	15°	0.146	0.43-0.58	51.0°-41.0°
	1.525	0°	0.340	0.43-0.62	33.0°-26.0°

Table 1

The obtained in such a way flight dynamic parameters of RV was used then to form the nominal guidance profile $\gamma(t)$ and descent trajectory to satisfy a terminal condition to provide a longitudinal range of the atmospheric phase $L_{LONG}=3000-5000$ km.

CONCLUSION

Fig. 8 presents the final results of the comparative thermal and weight analysis performed for the three RV of unwinged configurations, and graphs in the right part of Fig. 8 corresponds to the case when the drag efficiency criterion S_T (5) has been applied in determination of the basic flight dynamic and aerodynamic parameters for each vehicle and graphs in the left part of Fig. 8 corresponds to the case when this criterion has not been applied.

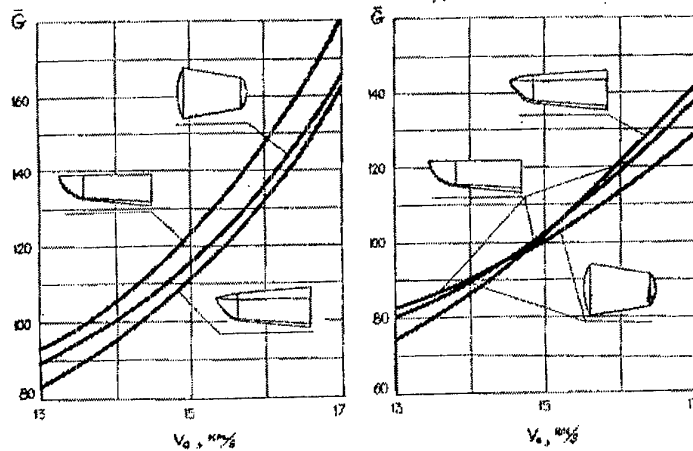


Figure 8

The main result of the performed studies is a conclusion about the competitiveness of the segmental-conical configuration RV in comparison with the considered lifting body vehicles (using the criterion of the minimum required mass of the thermal protection coating in the characteristic point of the vehicle's surface). It should be especially stressed that this conclusion is done at the accurate forming of the basic aerothermodynamic and flight dynamic parameters of RV (using the drag efficiency criterion S_T) and at accurate solution of the trajectory thermal/mass optimization problem during the RV motion in the atmosphere.

REFERENCES

1. N.M.Ivanov, V.A. Korsakov, S.I. Kudriavtsev, A.A. Savchenko, V.G. Sobolevskiy, N.L. Sokolov. Problem of landing of unwinged reentry vehicle to return site of small size. XI International Symposium on Space Flight Dynamics, CNES, Toulouse, France, 1995.
2. N.M.Ivanov, M.N. Kazakov, V.E. Minenko, A.N. Rumynskiy, V.G. Sobolevskiy. Designing shape of advanced reentry vehicle. 'Kosmonavtika i

raketostroenie', 9, 1997.

3. N.M.Ivanov, M.N. Kazakov, A.N. Rumynskiy, V.G. Sobolevskiy. Formulation of requirements to parameters of thermal protection and aeroballistic parameters of future Martian return vehicle. 'Kosmonavtika i raketostroenie', 11, 1997.

4. M.N. Kazakov, V.E. Minenko, V.G. Sobolevskiy. Preliminary aeroballistic designing of advanced unwinged reentry vehicles. I International Conference on Microminiaturization and New Space Technologies, Korolev, Russia, 1997.

5. M.N. Kazakov. Choice of shape of unwinged reentry vehicle with increased lift to drag ratio. 'Kosmonavtika i raketostroenie', 3, 1995

6. N.A. Anfimov, N.M.Ivanov, V.G. Sobolevskiy and others. Basic theory of space vehicle flight. Under editorial of G.S. Narimanov and M.K. Tikhonravov. Moscow, 'Mashinostroenie', 1972.

7. N.M.Ivanov, V.G. Sobolevskiy. Analytic estimation of descent range of space vehicle for hyperbolic return trajectories. 'Kosmicheskie issledovania', vol. X, ed. 3, 1972.

8. V.A. Yaroshevskiy. Entry of space vehicles to atmosphere. Moscow, 'Nauka', 1988.

9. A.V. Klimin. Manned space vehicle braking in atmosphere after interplanetary flight. 'Kosmicheskie issledovania', vol. XI, ed. 1, 1973.

10. V.G. Sobolevskiy. Studying problems of ballistic designing of reentry vehicles for return to the Earth. Candidate of technical sciences dissertation. Kaliningrad, Russia, 1973.

11. V.G. Sobolevskiy. Analysis of problems of ballistic designing of future reentry vehicles. Moscow, TSNTI RKA 'Poisk', 1997.

12. V.G. Sobolevskiy. Analytic methods in ballistic designing of future reentry vehicles. I International Conference on Microminiaturization and New Space Technologies, Korolev, Russia, 1997.

13. N.A. Anfimov, A.N. Rumynskiy. Radiation-convective heat exchange and thermal protection of space vehicles descending on the Earth and other planets of Solar system. . Moscow, 'Mashinostroenie', 1982.

14. N.M.Ivanov, A.N. Rumynskiy, V.G. Sobolevskiy. Numerical thermal and weight optimization of descent trajectory of blunted body. 'Raketno-kosmicheskaya tehnika', ser. IX, ed. 1, Kaliningrad, Russia, 1993.

15. V.G. Sobolevskiy. Analytic prediction of reentry vehicle motion.

'Kosmonavtika i raketostroenie', 10, 1997

16. N.M.Ivanov, V.G. Sobolevskiy. Operational prediction of reentry vehicle motion. XII International Symposium on Space Flight Dynamics, ESOC, Darmstadt, Germany, 1997.

17. A.S. Barer, E.I Sorokina, K.I.Murakhovskiy. To the problem of human withstandability to g-loads after long presence in conditions simulating weightlessness. 'Kosmicheskaya biologiya i meditsina', vol VI, 3, 1972.

18. D.J. Shapland, W.F. Munroe. Comparison of three configurations of manned vehicles for entry to the Earth atmosphere at hyperbolic velocities. 'Astronautics and rocket dynamics', Moscow, VINITI, 39, 1967.

Оптимизация орбитальной структуры системы малых спутников “Гонец”

В. Бартенев, В. Кудымов, В. Подолякин,

Д. Шмаков, А. Гречкосеев, О. Графодатский

НПО прикладной механики им. академика М.Ф. Решетнева

662990 г. Железногорск, Красноярского края, ул. Ленина, 52

Факс: (39197) 236 94

Аннотация

Космические системы связи, создаваемые на базе малогабаритных (малых) КА, требуют решения задач оптимизации и выбора орбитальной структуры, а также ее поддержания на длительном сроке активного существования КА - до 7-10 лет. Система связи должна обеспечивать глобальную и непрерывную связь для потребителей с компактной и дешевой связной аппаратурой. В настоящем докладе приводятся результаты исследований, проведенных в НПО прикладной механики по оптимизации орбитальной структуры российской низкоорбитальной космической системы связи “Гонец”, разработанной по заказу РКА в рамках Федеральной космической программы Российской Федерации.

В докладе поставлены и решены задачи выбора орбитальной группировки КА системы “Гонец”. Оптимизация проводилась по критерию количества КА в орбитальной группировке при наличии ограничений на высоту орбит, на орбитальное наклонение, на возможные схемы выведения КА, на количество КА выводимых одним носителем и на угол места работы потребителя. Лучшая орбитальная структура далее исследовалась на устойчивость, т.е. на отклонение с течением времени от идеальной структуры из-за эволюции параметров орбит. Исследования устойчивости показали, что система КА должна быть корректируемой по двум параметрам: по периоду обращения и по наклонению орбиты.

В итоге была выбрана орбитальная группировка следующей структуры: 6 орбитальных плоскостей с наклонением 82° , в каждой плоскости по восемь КА через 45° на высоте 1500 км, все КА в одной орбитальной плоскости смещены по аргументу широты относительно КА соседней орбитальной плоскости на $22,5^\circ$. Для поддержания устойчивости орбитальной структуры требуется проводить начальную коррекцию для устранения погрешностей выведения КА носителем и далее на сроке активного существования 7 лет периодически (один раз в три недели) устранять расхождение системы по аргументу широты коррекцией периода обращения. Общие затраты характеристической скорости необходимой для коррекций не превышают 22 м/с.

Постановка задачи

Под параметрами орбитальной структуры системы КА или просто под орбитальной структурой понимается:

- количество орбитальных плоскостей (n);
- количество КА в плоскости (k);
- смещение орбитальных плоскостей (по долготе восходящего узла) друг относительно друга ($\Delta\Omega$);
- фазирование (разнесение по аргументу широты) КА внутри плоскости (Δu);
- фазирование (разнесение по аргументу широты) КА в различных плоскостях ($\Delta\phi$).

В дальнейшем орбитальную группировку космических аппаратов будем определять как $n \times k$.

Рассмотрим требования к орбитальной группировке космической системы связи "Гонец". Она должна обеспечивать непрерывную и глобальную связь для потребителей с компактной и дешевой связной аппаратурой. Под глобальностью понимается способность орбитальной группировки обслужить потребителя в любой точке земной поверхности. Под непрерывностью понимается способность орбитальной группировки обслужить потребителя в любой момент времени. Если задаются оба эти требования, то для задачи выбора орбитальной группировки это означает, что потребитель в любой точке земной поверхности в каждый момент времени имеет в зоне своей радиовидимости хотя бы один КА. Следует отметить, что требование непрерывности является достаточно жестким и чтобы его выполнить приходится использовать значительное число КА в орбитальной группировке. На практике часто не требуется полная непрерывность связи, а бывает достаточно чтобы она выполнялась с вероятностью P близкой к единице. Поэтому далее будут рассматриваться орбитальные группировки, которые обеспечивают глобальную и непрерывную связь с различными значениями вероятности P .

Требование малой энергоемкости связной аппаратуры означает, что высота орбит КА должна быть минимально возможной. Требование глобальности и непрерывности делает необходимым увеличение высоты и наклона орбит КА. Как правило, высота и наклон орбиты выбираются по совокупности факторов, в том числе с учетом массы КА, энергетических возможностей радиолинии "терминал - КА", наличия соответствующего ракетносителя (РН) и полигонов запуска, стоимости запуска, интенсивности радиации на выбранной высоте, срока активного существования КА и т.п.. Опыт работ НПО ПМ показал, что для таких задач наиболее приемлема околокруговая орбита высотой около 1500 км. Для запуска целесообразно использовать РН "Рокот", который может вывести на эту высоту до 4-х КА одновременно (масса КА не более 250 кг).

Для обеспечения устойчивости орбитальной структуры КА должны иметь одинаковые средние значения следующих элементов: большой полуоси (a), эксцентриситета (e) и наклона (i). В этом случае все орбитальные плоскости прецессируют с одинаковой скоростью и в одну и ту же сторону, так что взаимное положение плоскостей в пространстве на длительных сроках активного существования КА изменяется незначительно.

Таким образом, задача выбора орбитальной структуры космической системы “Гонец” сводится к нахождению минимального числа КА, обеспечивающих однократное непрерывное (с вероятностью P) и глобальное покрытие, при следующих ограничениях:

1. номинальные высоты всех КА равны **1500** км и у всех орбит одинаковые номинальные эксцентриситет и наклонение;
2. количество КА в каждой плоскости должно быть кратно **4**;
3. наклонение орбиты КА может принимать значения **64°, 72°, 82°** (только для этих наклонов имеются освоенные трассы выведения для РН “Рокот” с космодрома Плисецк);
4. для корректируемой орбитальной структуры расход характеристической скорости не должен превышать **22 м/с**, именно такой запас обеспечивает платформа КА “Гонец”.

Следует отметить, что данная задача может не иметь единственного решения, т.е. могут существовать несколько структур с близкими характеристиками. В этом случае необходимы дополнительные критерии выбора из нескольких решений данной задачи одной орбитальной структуры. Одним из таких критериев является угол места потребителя α , при котором должна обеспечиваться связь. Далее будут введены еще дополнительные критерии сравнения орбитальных структур, связанные с временем ожидания связи потребителем.

Оценка параметров и характеристик связи различных орбитальных структур

Для оценки параметров и характеристик связи проводилось моделирование процесса связи по всей поверхности Земли для различных орбитальных структур. Основные характеристики связи были получены путем статистического моделирования процесса связи на всей поверхности Земли. Математическая модель процесса связи, включающая модель движения КА, вращение Земли вокруг своей оси и расположение потребителя на поверхности Земли, и ее параметры были подобраны таким образом, чтобы обеспечить точность получаемых характеристик в пределах 1-3%, что позволило выявить с достаточной надежностью особенности орбитальных построений.

Орбитальные группировки, для которых проводились расчеты их характеристик связи, строились следующим образом:

- соседние плоскости смещены относительно друг друга (кроме первой и последней) на величину межплоскостного смещения ($\Delta\Omega$), величина которого приводится в каждом конкретном случае (структура строится так, чтобы КА соседних плоскостей кроме первой и последней двигались параллельно и за счет межплоскостного сдвига их трассы наиболее эффективно покрывали территорию Земли);
- фазирование КА в плоскости - равномерное (величина фазового сдвига в плоскости равна величине $360/k$);
- фазирование КА в различных плоскостях осуществляется таким образом, что КА в соседних орбитальных плоскостях смещены друг относительно друга на половину величины фазового сдвига в плоскости.

В спутниковых системах характеристики как правило существенно зависят от широты расположения абонента, поэтому анализ зависимости характеристик связи от широты занимает одно из главных мест. С целью определения зависимости показателей от широты были выделены несколько значений широт: 0° , 20° , 40° , 50° , 60° , 70° и 80° .

Критерием сравнения орбитальных структур при глобальной непрерывной связи является угол места работы потребителя для которого эта глобальность и непрерывность достигается. Однако одного этого критерия недостаточно для сравнения орбитальных структур. Введем дополнительные характеристики связи позволяющие сравнивать структуры на разных этапах развертывания систем:

- время ожидания с вероятностью 1.0 - $t_{1,0}$ (гарантированное время ожидания);
- время ожидания с вероятностью 0.9 - $t_{0,9}$;
- время ожидания с вероятностью 0.8 - $t_{0,8}$;
- среднее время ожидания t_{cp} .

Эти характеристики определяются для определенной широты и могут интерпретироваться как:

$t_{1,0}$ - наибольшее время ожидания КА из 100 % возможных потребителей для заданной широты;

$t_{0,9}$, $t_{0,8}$ - наибольшие времена ожидания КА из 90% и 80% возможных потребителей для заданной широты;

t_{cp} - определяет осредненное по всем возможным потребителям время ожидания для данной широты.

В табл. 1 приводятся основные параметры структур 6×8 , при которых обеспечивается непрерывное (с вероятностью 1) глобальное обслуживание для наклонений 90° , 82° и 72° .

Таблица 1

Наклонение	межплоскостное смещение ($\Delta\Omega$)	Угол места
90°	32.5°	14.5°
82°	33°	14°
72°	35°	13°

Как следует из табл.1 наибольший угол места обеспечивается при наклонении 90° . Однако данное наклонение не подходит под ограничения по трассам выведения и к тому же в орбитальных точках над полюсами сходятся несколько КА и существует вероятность их столкновения. Тем не менее у орбитальной структуры с данным наклонением наилучшие характеристики связи и поэтому в дальнейшем она приводится для сравнения.

В табл. 2 приводятся характеристики связи орбитальных структур для наклонений 90° , 82° и 72° при угле места $\alpha=30^\circ$.

Таблица 2

n×k	φ, градус	Время ожидания с вероятностью P , мин									t_{cp}		
		P=1.0			P=0.9			P=0.8			i=90°	i=82°	i=72°
		i=90°	i=82°	i=72°	i=90°	i=82°	i=72°	i=90°	i=82°	i=72°			
3*4	0	180	179	179	119	122	132	88.2	87.6	94.4	44.1	44.1	45.1
	20	179	179	178	112	116	124	81.5	84.1	90.3	40.4	41.1	43.4
	40	151	150	161	82.4	87.9	95.	50.6	58.5	66.5	26.7	28.5	31.8
	50	95.9	111	169	49.8	57.9	49.	20.9	28.7	19.6	16.4	18.4	17.8
	60	38.9	90.3	205	17.6	18.6	28.	14.3	14.7	13.8	7.4	8.3	15.5
	70	19.6	40.1	214	9.6	11.9	56.	6.2	7.3	13.5	3.3	3.5	18.3
	80	9.5	19.6	305	2.2	6.0	120	0.7	3.1	19.6	0.5	1.8	29.5
6*4	0	37.9	62.7	62.8	20.0	20.2	21.2	15.9	16.1	16.3	8.6	8.6	8.8
	20	37.0	52.1	35.1	18.3	18.7	18.6	15.0	15.3	15.1	8.0	8.1	7.9
	40	21.9	34.8	49.3	15.1	15.5	16.1	10.7	11.1	12.3	5.2	5.4	5.9
	50	37.6	38.8	39.7	11.0	12.8	12.6	6.6	7.7	8.6	3.5	3.9	4.1
	60	19.2	35.6	47.9	5.4	6.0	8.6	3.8	3.6	1.8	1.8	1.9	2.4
	70	6.9	20.1	83.8	3.3	2.9	10.9	1.9	0.3	2.6	0.8	0.9	3.6
	80	4.8	12.3	149.	0.1	1.3	18.5	0	0	6.6	0.1	0.3	9.0
6*8	0	30.8	30.0	29.1	6.5	6.7	7.7	3.8	3.9	4.3	2.3	2.4	2.6
	20	20.7	19.7	28.0	5.0	5.2	5.1	3.1	3.3	3.2	1.6	1.6	1.6
	40	7.2	20.7	8.3	2.9	3.2	3.7	1.2	1.5	2.1	0.7	0.8	0.9
	50	19.5	5.6	19.1	1.4	1.7	2.6	0	0	0.6	0.4	0.4	0.6
	60	4.7	18.9	40.6	0	0	1.0	0	0	0	0.1	0.2	0.7
	70	0	0	63.3	0	0	1.5	0	0	0	0	0	1.6
	80	0	0	141.	0	0	6.9	0	0	0	0	0	6.0

В табл. 3 приводятся характеристики связи орбитальных структур для наклонений 90° 82° и 72° при угле места $\alpha=15^\circ$.

Таблица 3

n×k	φ	Время ожидания с вероятностью P , мин									$P_{ср}$		
		P=1.0			P=0.9			P=0.8			i=90°	i=82°	i=72°
		i=90°	i=82°	i=72°	i=90°	i=82°	i=72°	i=90°	i=82°	i=72°			
3*4	0	120	119	117	54.9	57.4	64.7	22.8	22.1	27.9	15.8	16.1	17.7
	20	93.6	92.4	116	42.8	45.6	51.3	16.6	17.3	19.3	12.8	13.3	14.3
	40	38.6	61.3	72.8	14.3	14.6	15.4	11.0	11.2	11.5	5.6	5.6	6.0
	50	19.1	45.7	79.9	11.1	11.3	12.1	7.8	7.9	8.6	3.4	3.5	4.5
	60	42.6	16.3	86.8	4.5	6.7	10.0	1.7	2.5	5.7	1.2	1.6	3.4
	70	10.6	14.2	49.9	0	0.7	9.2	0	0	3.9	0.1	0.3	2.3
	80	7.9	13.9	18.7	0	0	7.0	0	0	2.1	0.01	0.02	1.7
6*4	0	15.9	16.2	16.8	7.4	7.6	8.8	3.0	3.2	4.3	1.8	1.8	2.1
	20	15.3	15.6	16.0	8.3	8.4	8.0	3.6	3.9	4.1	2.0	2.1	2.0
	40	14.3	14.5	23.2	1.2	1.7	3.7	0	0	0.7	0.4	0.5	0.9
	50	13.5	16.7	34.8	0	0	0	0	0	0	0.1	0.1	0.3
	60	2.7	14.9	15.3	0	0	0	0	0	0	0.02	0.1	0.4
	70	0	2.5	18.3	0	0	0	0	0	0	0	0	0.5
	80	0	0	11.4	0	0	0	0	0	0	0	0	0.1

Анализ орбитальной устойчивости

Устойчивость орбитальной структуры системы обеспечивается выбором номинальных параметров орбит, одинаковых для всех КА системы, и коррекцией элементов, эволюция которых нарушает взаимное положение КА в системе. Для обеспечения стабильности характеристик связи на сроке активного существования и поддержание орбитальной структуры необходимо корректировать положения КА на орбите по аргументу широты а также обеспечить стабильное положение плоскостей. Важно определить потребные

запасы характеристической скорости на борту и ее раскладку на различные маневры.

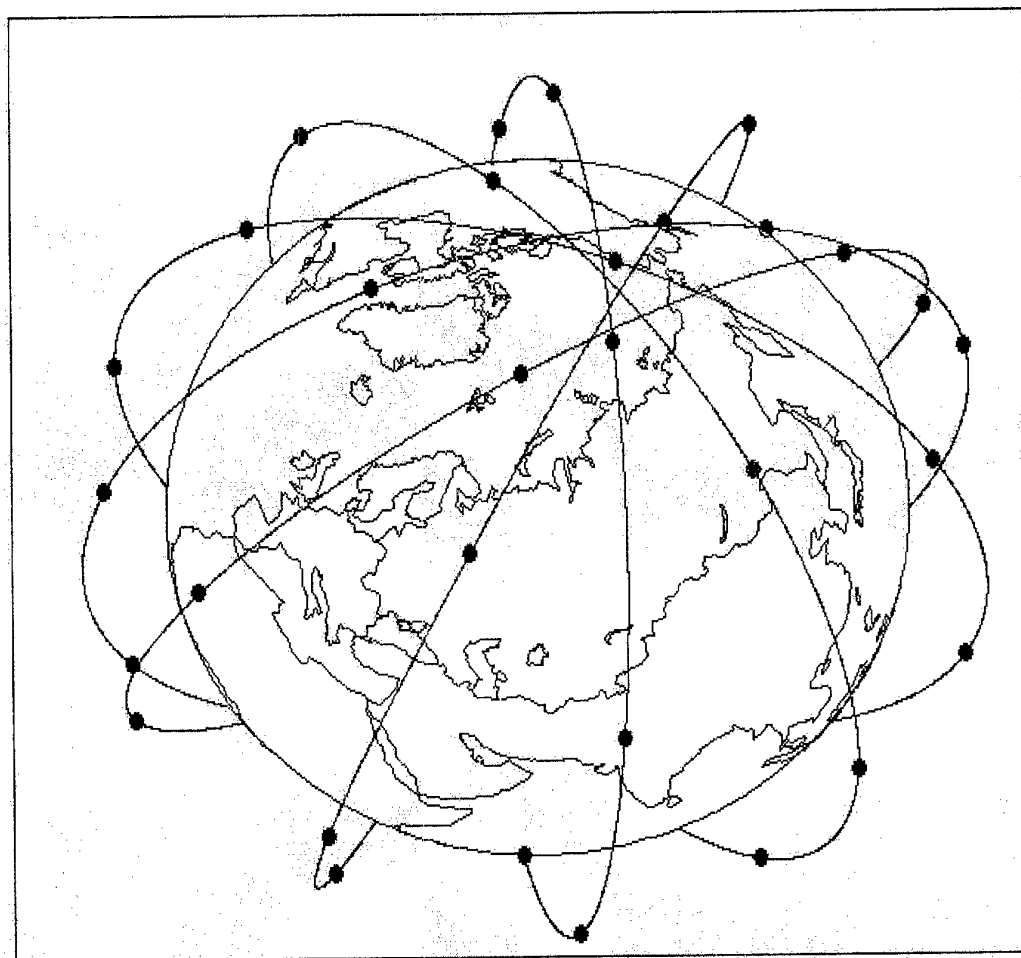


Рис.1. Структура системы (6x8).

На рис.1 показан общий вид системы 6x8 с наклонением 82°.

В табл.4 приводятся значения ухода положения плоскости орбиты от своего номинального положения за 7 лет за счет погрешностей выведения РН по наклонению и высоте.

Таблица 4

Эволюция плоскости орбиты за 7 лет

i, градус	H, км	Δi , градус	Δa , км	$\Delta \Omega$, градус
90	1500	0	30	4.3
		0.05	0	10.6
82	1500	0	30	22.3
		0.05	0	10.5
72	1500	0	30	49.6
		0.05	0	10.1

Уход положения плоскости орбиты КА от своего номинального положения из-за погрешностей выведения по высоте и наклонению на САС 7 лет для наклонения 82° составят:

- за счет погрешности по высоте $\pm 10^\circ$;
- за счет погрешности по наклонению $\pm 22^\circ$.

Кроме этого, КА системы “Гонец” за счет сопротивления атмосферы будет ежедневно терять в большой полуоси от 6см до 1.5см в зависимости от солнечной активности, что приводит к неконтролируемому смещению КА по аргументу широты.

Анализ этих данных позволяет определить состав корректируемых параметров, определить периодичность коррекции и необходимые запасы характеристической скорости на проведение маневров на орбите.

Прежде всего, для стабильного функционирования системы необходимо устранить погрешности выведения КА по высоте, эксцентриситету и наклонению, а также удерживать КА по аргументу широты. Погрешности выведения устраняются один раз сразу после выведения КА на орбиту. Одновременно с этим КА приводится в номинальное положение по аргументу широты. Для этого используется два вида коррекции: коррекция наклонения и коррекция периода обращения.

В процессе эволюции орбитальная группировка начинает расходиться по аргументу широты. Коррекция аргумента широты осуществляется коррекцией периода обращения и проводится периодически на сроке активного существования. Для удержания КА на орбите с точностью $\pm 0.2^\circ$ (что необходимо для поддержания стабильности характеристик связи) коррекцию орбиты следует проводить один раз в три недели.

На борту имеется запас топлива, позволяющий реализовать 22 м/с характеристической скорости. На устранение погрешности выведения КА по высоте расходуется не более 14 м/с характеристической скорости. На устранение погрешности выведения КА по наклонению потребуется не более 6 м/с характеристической скорости. На коррекцию положения КА по аргументу широты потребуется менее 0.3 м/с характеристической скорости.

Для проведения коррекции наклонения корректирующий импульс выдается перпендикулярно плоскости орбиты при прохождении КА экватора. Для проведения коррекции периода обращения корректирующий импульс выдается по или против вектора скорости КА. Корректирующий импульс выдается в момент обеспечивающий минимальное значение эксцентриситета. Данные виды коррекции реализуются соответствующими двигателями коррекции, входящими в состав платформы КА “Гонец” разработки НПО ПМ.

Optimization of orbital structure for the "Gonez" small satellite system

V. Bartenev, V. Kudymov, V. Podol'yakin,
D. Shmakov, A. Grechkosseyev, O. Grafodatsky

the academician M.F. Reshetnev Scientific Production Association of
Applied Mechanics NPO PM
662990, Lenin street 52, Jelesnogorsk, Krasnoyarsk region,
Fax: (39197) 236 94

Summary

Created nowadays on the small-sized (small) satellite's basis the telecommunication space systems require solving optimization problem and orbital structure selection and also its maintenance for long duration satellite lifetime up to 7...10 years.

The telecommunication system should provide worldwide and continuous telecommunication for customers using compact and cheap telecommunication hardware. In the present report account is given of the research outcomes have been carried out in NPO PM as for orbital structure optimization for the Russian "Gonez" telecommunication low-orbital space system, developed in NPO PM for the Russian Space Agency order within the framework of the Russian Federation Federal space program.

The "Gonez" satellite's system orbital constellation selection problems are posed and solved in this report. The optimization was carried out as to satellites' amount criterion in the orbital constellation at presence of limitations as for the orbital altitude, as for the orbital inclination, as for the possible schemes of the satellite positioning on orbit, as for amount of satellites injected by one launcher and as for elevation angle of customer activity. Next the best orbital structure was investigated in regard to stability, i.e. on orbital structure deviation from the ideal structure in the course of time because of orbital parameters' evolution. The stability's researches have shown that the satellite system should be correctable by two parameters: by the orbital period and by the orbital inclination.

As a consequence the following orbital constellation structure was selected: 6 orbital planes are positioned with the inclination value 82° , eight satellites are placed through 45° at 1500 km altitude in the each plane, all satellites from the same orbital plane are biased on latitude argument as to satellite from the nearest orbital plane by $22,5^{\circ}$. The orbital structure stability maintenance requires in the first place the initial correction carrying out that is aimed at errors' compensation of the satellite orbital injection by the launcher and further for the lifetime period 7 years periodically (once per three weeks) to compensate a satellite system divergence as for the latitude argument by correction of the orbital period. The corrections require the total costs of characteristic velocity not exceeding the value 22 m/sec.

Formulation of the problem

The orbital structure parameters of the satellite system (further the orbital structure) are the following: amount of the orbital planes (\mathbf{n});

- amount of the satellites in the plane (\mathbf{k});
- displacement of the orbital planes (the ascending node of the right ascension) with each other ($\Delta\Omega$);
- satellite phasing (separation by the latitude argument) within the plane (Δu);
- satellite phasing (separation by the latitude argument) in the various planes ($\Delta\varphi$).

Further we shall define the satellite orbital constellation as $\mathbf{n} \times \mathbf{k}$.

Let's consider the requirements as for the orbital constellation of the "Gonez" space telecommunication system. It should provide continuous and worldwide (global) telecommunication for customers using compact and cheap telecommunication hardware. Global telecommunication means ability of the orbital constellation to serve a customer in any point of the Earth's surface. Continuity means ability of the orbital constellation to serve a customer at any time moment. In case if both continuous and worldwide (global) telecommunication requirements are specified than for the orbital constellation selection problem it means that the customer has in the radio visibility zone even one satellite in any point of the Earth's surface in each time moment.

It should be observed that the continuity requirement is rather rigid and in order to answer the requirement to be used significant number of satellites in the orbital constellation. In practice frequently the full telecommunication continuity is not required, and it happens enough that it was executed with P probability close to 1. Therefore further orbital constellation will be considered that provide global and continuous telecommunication with various values of P probability.

On the one hand the requirement of telecommunication hardware small power consumption means that satellite orbital altitude should be minimum possible. On the other hand the requirement both continuous and worldwide (global) telecommunication does necessary increasing altitude and inclination of satellite's orbits. As a rule, altitude and orbital inclination are chosen on the basis of the following set of factors: satellite mass, power capabilities of the "the terminal - satellite" radio link, presence appropriate launcher and launching polygons, launch cost, radiation intensity at selected altitude, satellite lifetime period and so on. The NPO PM experience of activities have shown that for such problems near-circular orbit with the orbital altitude of 1500 km is most appropriate. For the launching it is expedient to use the launcher "Rockot" that is able remove simultaneously to this altitude up to 4 satellites (satellite mass no more than 250 kg).

For maintenance the orbital structure stability the satellites should have identical mean values of the following orbital parameters: semi-major axes (a), eccentricity (e) and inclination (i). In this case precession rate and precession direction of all orbital planes are identical, so the mutual position of planes varies insignificantly in space on long duration of satellite lifetime.

Thus, the orbital structure selection problem of the "Gonez" space system is reduced to finding minimum number of satellites ensuring single continuous (with the probability P) and global cover at the following limitations:

- The nominal altitudes are equal **1500 km** for all satellites and all orbits have the identical nominal eccentricity and inclination;
- Amount of satellites in each plane should be multiple 4;
- Values of **64°**, **72°**, and **82°** can be specified as the satellite orbital inclination (only for these inclinations there are mastered injection routes for the "Rockot" launcher from the space port Plessezk);
- In case of the correctable orbital structure the consumption of characteristic velocity should not exceed 22 m/sec, just such reserve is provided by the "Gonez" satellite platform.

It should be noted that the given problem can have not the unique solution, i.e. there can be some structures with the close characteristics. In this case additional criteria are necessary for selection of one orbital structure from the several solutions of the given problem. As one criterion from such criteria is value of α customer elevation angle for that telecommunication should be provided. Additional orbital structures' comparison criteria connected with telecommunication waiting period by a customer will be entered further.

Telecommunication parameters & characteristics evaluation for various orbital structures

In order to evaluate telecommunication parameters and characteristics the telecommunication process simulation was performed for the whole the Earth's surface for various orbital structures. The basic telecommunication characteristics were obtained by the statistical simulation of the telecommunication process on the whole Earth's surface. Mathematical model of the telecommunication process including satellite motion model, the Earth's rotation about the axis and the customer position on the Earth's surface, and the telecommunication process parameters were selected so that to ensure accuracy of the obtained characteristics within the limits of 1%...3%, that has allowed to reveal with a sufficient reliability the orbital designs' particularity.

The orbital constellation for which their telecommunication characteristic calculations were performed, having been designed as follows:

- the adjacent planes are biased with regard to each other plane (except first and last planes) on interplanar displacement value ($\Delta\Omega$) that is shown in each particular case (structure is created so that the satellites from adjacent planes, except first and last plane, moved in parallel and their routes have covered the Earth's territory most effectively at the expense of interplanar shift);
- phasing satellites is uniform in plane (the phase shift value is equal $360/k$ in a plane);
- phasing satellites in various planes is performed in such manner that satellites in adjacent orbital planes are biased with regard to each other on the half-value of phase shift in the plane.

As a rule satellite system characteristics lie in the essential power of the abonent position latitude therefore the analysis of the telecommunication characteristics depending on the latitude occupies an important place. Some latitudes values: 0° , 20° , 40° , 50° , 60° , 70° , and 80° were chosen with a view to calculate parameters' dependence from the latitude.

The orbital structures comparison criterion for worldwide&continuous telecommunication is the elevation angle of customer activity for which this worldwide&continuous telecommunication is achieved. It is not enough of one this criterion for the orbital structures' comparison, however. Let's enter the additional telecommunication characteristics permitting to compare structures at different phases of systems' deployment:

- waiting period with probability 1.0 - $t_{1,0}$ (guaranteeing waiting period);
- waiting period with probability 0.9 - $t_{0,9}$;
- waiting period with probability 0.8 - $t_{0,8}$;
- mean waiting period t_{mean} .

These characteristics are determined for a certain latitude and can be interpreted as follows:

$t_{1,0}$ is the greatest period of waiting satellite for 100 % of possible customers on the specified latitude;

$t_{0,9}$, $t_{0,8}$ are the greatest periods of waiting satellite for 90 % and 80 % of possible customers on the specified latitude;

t_{mean} determines a waiting period averaged for all possible customers on the given latitude.

Table 1 shows the 6x8 structures' basic parameters which values provide continuous (with probability 1) worldwide service for the 90° , 82° , and 72° inclinations.

Table 1

Inclination	Interplanar displacement ($\Delta\Omega$)	Elevation angle
90°	32.5°	14.5°
82°	33°	14°
72°	35°	13°

Thus, table 1 shows that the greatest elevation angle is provided at inclination value 90° . However given inclination does not satisfies limitations on injection routes and besides above poles some satellites come together in orbital points and there is a probability of their collision. Nevertheless, in case of given inclination an orbital structure has the best telecommunication characteristics and consequently it is given for a comparison in further.

Table 2 provides the telecommunication characteristics of orbital structures for 90° , 82° , and 72° inclination values at elevation angle $\alpha=30^{\circ}$.

Table 2

n×k	φ	Waiting period with probability P , minute									t_{mean}		
		P=1.0			P=0.9			P=0.8					
		i=90°	i=82°	i=72°	i=90°	i=82°	i=72°	i=90°	i=82°	i=72°	i=90°	i=82°	i=72°
3*4	0	180	179	179	119	122	132	88.2	87.6	94.4	44.1	44.1	45.1
	20	179	179	178	112	116	124	81.5	84.1	90.3	40.4	41.1	43.4
	40	151	150	161	82.4	87.9	95.	50.6	58.5	66.5	26.7	28.5	31.8
	50	95.9	111	169	49.8	57.9	49.	20.9	28.7	19.6	16.4	18.4	17.8
	60	38.9	90.3	205	17.6	18.6	28.	14.3	14.7	13.8	7.4	8.3	15.5
	70	19.6	40.1	214	9.6	11.9	56.	6.2	7.3	13.5	3.3	3.5	18.3
	80	9.5	19.6	305	2.2	6.0	120	0.7	3.1	19.6	0.5	1.8	29.5
6*4	0	37.9	62.7	62.8	20.0	20.2	21.2	15.9	16.1	16.3	8.6	8.6	8.8
	20	37.0	52.1	35.1	18.3	18.7	18.6	15.0	15.3	15.1	8.0	8.1	7.9
	40	21.9	34.8	49.3	15.1	15.5	16.1	10.7	11.1	12.3	5.2	5.4	5.9
	50	37.6	38.8	39.7	11.0	12.8	12.6	6.6	7.7	8.6	3.5	3.9	4.1
	60	19.2	35.6	47.9	5.4	6.0	8.6	3.8	3.6	1.8	1.8	1.9	2.4
	70	6.9	20.1	83.8	3.3	2.9	10.9	1.9	0.3	2.6	0.8	0.9	3.6
	80	4.8	12.3	149.	0.1	1.3	18.5	0	0	6.6	0.1	0.3	9.0
6*8	0	30.8	30.0	29.1	6.5	6.7	7.7	3.8	3.9	4.3	2.3	2.4	2.6
	20	20.7	19.7	28.0	5.0	5.2	5.1	3.1	3.3	3.2	1.6	1.6	1.6
	40	7.2	20.7	8.3	2.9	3.2	3.7	1.2	1.5	2.1	0.7	0.8	0.9
	50	19.5	5.6	19.1	1.4	1.7	2.6	0	0	0.6	0.4	0.4	0.6
	60	4.7	18.9	40.6	0	0	1.0	0	0	0	0.1	0.2	0.7
	70	0	0	63.3	0	0	1.5	0	0	0	0	0	1.6
	80	0	0	141.	0	0	6.9	0	0	0	0	0	6.0

Table 3 provides the telecommunication characteristics of orbital structures for 90°, 82°, and 72° inclination values at elevation angle $\alpha=15^\circ$.

Table 3

n×k	φ	Waiting period with probability P , minute									P_{mean}		
		P=1.0			P=0.9			P=0.8					
		i=90°	i=82°	i=72°	i=90°	i=82°	i=72°	i=90°	i=82°	i=72°	i=90°	i=82°	i=72°
3*4	0	120	119	117	54.9	57.4	64.7	22.8	22.1	27.9	15.8	16.1	17.7
	20	93.6	92.4	116	42.8	45.6	51.3	16.6	17.3	19.3	12.8	13.3	14.3
	40	38.6	61.3	72.8	14.3	14.6	15.4	11.0	11.2	11.5	5.6	5.6	6.0
	50	19.1	45.7	79.9	11.1	11.3	12.1	7.8	7.9	8.6	3.4	3.5	4.5
	60	42.6	16.3	86.8	4.5	6.7	10.0	1.7	2.5	5.7	1.2	1.6	3.4
	70	10.6	14.2	49.9	0	0.7	9.2	0	0	3.9	0.1	0.3	2.3
	80	7.9	13.9	18.7	0	0	7.0	0	0	2.1	0.01	0.02	1.7
6*4	0	15.9	16.2	16.8	7.4	7.6	8.8	3.0	3.2	4.3	1.8	1.8	2.1
	20	15.3	15.6	16.0	8.3	8.4	8.0	3.6	3.9	4.1	2.0	2.1	2.0
	40	14.3	14.5	23.2	1.2	1.7	3.7	0	0	0.7	0.4	0.5	0.9
	50	13.5	16.7	34.8	0	0	0	0	0	0	0.1	0.1	0.3
	60	2.7	14.9	15.3	0	0	0	0	0	0	0.02	0.1	0.4
	70	0	2.5	18.3	0	0	0	0	0	0	0	0	0.5
	80	0	0	11.4	0	0	0	0	0	0	0	0	0.1

The analysis of orbital stability

The system stability is provided by selection of nominal orbital parameters identical to all satellites of system, and by correction of elements which evolution disturbs a mutual satellite position in the system. To provide for the telecommunication characteristics' stability on satellites' lifetime period and for maintenance of the orbital structure it is necessary to correct the satellite position on orbit as for the latitude argument, and also to supply a stable position of planes. It is important to define required reserves of onboard characteristic velocity and it layout for various maneuvers.

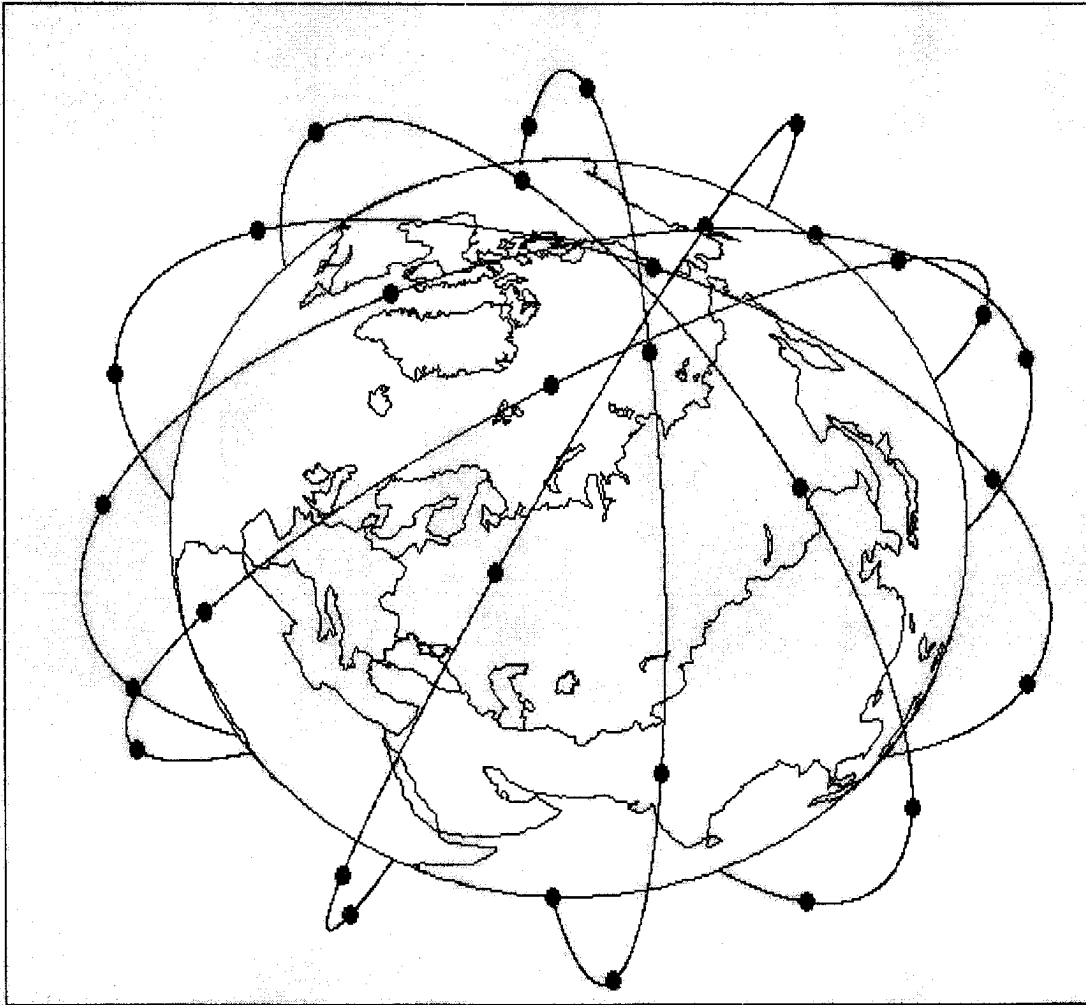


Fig.1. The structure of the system (6x8).

Fig.1 shows the general view of the system 6x8 with inclination value 82° .

Drift values of orbital plane position from its nominal position on the time interval 7 years on account of the launcher ascent errors on the inclination and the altitude see in Table 4.

Table 4

Orbital plane evolution on the time interval 7 years

i, degree	H, km	Δi , degree	Δa , km	$\Delta \Omega$, degree
90	1500	0	30	4.3
		0.05	0	10.6
82	1500	0	30	22.3
		0.05	0	10.5
72	1500	0	30	49.6
		0.05	0	10.1

Drift values of satellite orbital plane position from its nominal position on the lifetime 7 years on account of the launch ascent errors on the inclination and the altitude will constitute for the nominal inclination 82° :

- $\pm 10^\circ$ on the altitude;
- $\pm 22^\circ$ on the inclination.

Besides, on account of the atmospheric resistance depending on solar activity the "Gonez" system satellite will lose per day in the semi-major axis from 6 cm up to 1.5 cm, as a consequence uncontrolled satellite drift results on the latitude argument.

The analysis of these data allows to determine the correctable parameters' structure, to determine the correction periodicity and to determine required reserves of characteristic velocity for maneuver realization on orbit.

First of all, for stable system operation it is necessary to remove the satellite launch ascent errors on the altitude, the eccentricity and the inclination and also to keep satellite on latitude argument. The launch ascent errors are eliminated once at once after the satellite launch ascent into orbit. Simultaneously with it the satellite is positioning to a nominal position on the latitude argument. Two kinds of satellite position correction are used for it: the inclination correction and the orbital period correction.

During evolution the orbital constellation begins to go away on the latitude argument. The latitude argument correction is implemented by the orbital period correction and is carried out periodically on satellite lifetime. For satellite-keeping on orbit with accuracy $\pm 0.2^\circ$ (it is necessary for maintenance of the telecommunication characteristics' stability) the orbital correction should be implemented once per three weeks.

There is onboard propellant budget permitting to realize 22 m/sec of characteristic velocity. No more than 14 m/sec of characteristic velocity is consumed for elimination of the satellite launch ascent error on altitude. For elimination of the satellite launch ascent error on the inclination it takes no more than 6 m/sec of characteristic velocity. The satellite position correction on the latitude argument will require less than 0.3 m/sec of characteristic velocity.

In order to realize the inclination correction the correcting momentum is implemented perpendicularly to orbital plane when satellite is passing the equator. For realization of the orbital period correction the correcting momentum is implemented on the direction or against direction of satellite velocity vector. The correcting

momentum is implemented in the time moment ensuring minimum value of the eccentricity.

This kinds of orbital corrections are realized by appropriate Orbit Control Propulsion Units that are included in the "Gonez" platform structure developed by NPO PM.

История и перспективы развития систем управления спуском бескрылых космических аппаратов

С.И.Кудрявцев

ЦНИИМАШ

141070, г.Королев, Московская область

ул.Пионерская, 4

тел 513-56-24

Количество осуществленных в мире посадок пилотируемых КА приближается к двум сотням. Каждая посадка - это результат успешного решения комплекса научно-технических проблем, одной из которых является организация управления движением КА при спуске в плотных слоях атмосферы.

Обратимся к истории создания систем управления спуском в нашей стране. Первые КА баллистического типа имели размеры области рассеивания до 600 км в продольном и до 100 км в боковом направлениях. Уточнение параметров КА и характеристик атмосферы, а также усовершенствование системы управления при сходе с орбиты позволили уменьшить рассеивание в продольном и боковом направлениях до 300 км и 60 км соответственно. Появление СА управляемого спуска ("Союз" в конце 60-х годов) с простейшей аналоговой системой управления позволило еще более снизить размеры области рассеивания и довести их до 120 на 60 км. Создание системы управления спуском на базе бортового цифрового спецвычислителя ("Союз Т", "Союз ТМ") обеспечило точность посадки не хуже 30 км как по продольной, так и по боковой дальности.

Одной из основных задач при организации спуска КА является выбор района для безопасной посадки. Размеры этого района определяются рассеиванием точек приземления КА. Используемый в настоящее время полигон посадки на северо-западе Казахстана имеет достаточно большие размеры, однако существует ряд его особенностей, все более и более затрудняющих организацию посадки. Так, посадка в отдаленных от жилья пустынных районах полигона связана с большими затратами на проведение поисково-эвакуационных работ. Увеличивается плотность населения и промышленных объектов, что часто затрудняет выбор места посадки даже в благоприятных районах. Наиболее существенной особенностью является обретение Казахстаном государственной независимости, что повлекло за собой значительное усложнение организации работы поисково-спасательной службы и доставки экипажей КА в Москву. В связи с этим весьма актуальным является организация посадки КА на российской территории. Однако необходимо выбрать и оборудовать полигон посадки, который позволял бы обеспечивать воз-

С.Кудрявцев

возможность безопасной посадки на нескольких витках в каждые сутки полета. В этих условиях выбор нового полигона посадки даже на огромной территории России является крайне непростой задачей. Особенно остро стоит задача выбора района посадки в густонаселенной Европе для возвращения экипажей международной космической станции на проектируемом европейском КА.

Отмеченные обстоятельства наглядно показывают большую актуальность увеличения точности посадки. Решение этой технической задачи в ряде случаев может стать единственным способом обеспечения возможности безопасного возвращения КА на Землю. Очевидно, при размерах области рассеивания точек приземления КА порядка километра на трассе практически любого витка, проходящего над территорией государства-владельца КА, можно выбрать благоприятный район посадки.

Существуют два направления развития систем управления спуском КА. Первое - это направление дальнейшего совершенствования автономных систем. Увеличение точности посадки КА в этом случае достигается применением высокоточных автономных навигационных систем и алгоритмов наведения, реализованных на мощных бортовых вычислителях. Недостатком этого направления является сложность, высокие вес и стоимость навигационного оборудования. Для такого усовершенствования существующие КА "СоюзТМ" непригодны. Некоторое повышение точности их посадки при автономном управлении возможно путем доработки алгоритма наведения, реализованного в бортовом вычислителе спускаемого аппарата.

Другим направлением развития систем управления спуском является создание комбинированных систем, использующих для точного наведения внешнетраекторную информацию. Наиболее надежной информацией такого рода являются данные радиотехнических измерений параметров траектории спуска, проводимых либо наземными станциями слежения, либо спутниковой навигационной системой. При этом на борту КА не требуется наличия высокоточной автономной системы. Минимум веса дополнительного бортового оборудования достигается в схеме комбинированной системы с радиоуправлением. В этом случае до восстановления радиосвязи управление осуществляет простая автономная система. После восстановления радиосвязи наземная либо спутниковая измерительная система с заданной частотой производит определение параметров траектории спуска, по результатам которого в наземном компьютере рассчитываются значения командного угла крена, передаваемые на борт КА. Результаты исследований, проведенных в Центре управления полетом и других организациях, показали, что на современном этапе развития техники проблемы организации радиосвязи, передачи данных и выполнения в реальном масштабе времени всех необходимых вычислений являются вполне разрешимыми. Такой способ позволяет привести КА типа "Союз ТМ" в точку ввода парашютной системы с максимальной ошибкой порядка 1 км.

Уменьшение влияния ветра на этапе парашютирования может быть достигнуто путем заблаговременного определения величины и направления ветрового сноса и внесения соответствующих поправок в координаты точки ввода парашюта. Полная компенсация ветрового сноса достигается посредством применения управляемого парашюта, причем в этом случае возможны также компенсация ошибки системы управления спуском и, в принципе, обеспечение практически нулевого промаха при посадке.

Одним из направлений развития систем мягкой посадки является создание реактивных, т.е. беспарашютных систем. Эти системы заслуживают самого пристального внимания в связи с их существенными преимуществами перед парашютно-реактивными системами. Так, в этом случае практически полностью отсутствует ветровой снос. Перед приземлением КА может выполнить зависание на высоте нескольких десятков метров, а экипаж после визуальной оценки места приземления с помощью ручного управления обеспечит безопасную посадку. Реактивные двигатели системы мягкой посадки могут найти комплексное применение на КА в качестве двигателей системы аварийного спасения и двигателей орбитального маневрирования, что существенно снизит массу собственно системы мягкой посадки.

Итак, на современном этапе развития техники вполне возможно создание систем управления спуском и систем мягкой посадки, которые способны обеспечить площадь области рассеивания точек приземления бескрылых возвращаемых КА с малым аэродинамическим качеством порядка единиц квадратных километров.

С.Кудрявцев

Современные задачи оперативного баллистического обеспечения спуска КА на Землю.

С.И.Кудрявцев

ЦНИИМАШ

141070, г.Королев, Московская область

ул.Пионерская, 4

тел 513-56-24

Ежегодно несколько десятков космических объектов возвращаются на Землю. Рассмотрим основные классы КА, в баллистическом обеспечении спуска которых принимает участие Центр управления полетами. Можно выделить 6 таких классов и перечислить задачи, решаемые на завершающем этапе полета КА.

1. Пилотируемые транспортные корабли "Союз ТМ". Решаются задачи обеспечения штатных, досрочных, срочных и аварийных спусков на основной и резервные полигоны посадки. К этим задачам относятся:

- расчет командно-уставочной информации для реализации спуска в штатных и предусмотренных нештатных ситуациях;
- прогнозирование орбитального движения КА с целью определения параметров орбиты на витке спуска;
- моделирование процессов расстыковки и увода КА от орбитальной станции (ОС);
- расчет параметров относительного движения КА и ОС после расстыковки, анализ безопасности принятой схемы расстыковки и надежности проведения запланированных экспериментов;
- расчет параметров траектории спуска для всех служб наземного комплекса управления;
- уточнение точки посадки.

2. Автоматические грузовые корабли "Прогресс М", которые после выполнения программы полета уводятся с орбиты в целях затопления элементов конструкции в пустынном районе Тихого океана. Работы по обеспечению спуска проводятся только при подготовке и проведении штатного увода КА с орбиты. Состав решаемых задач такой же, как и для КА "Союз ТМ".

С.Кудрявцев

3. Модули орбитальных станций, находящиеся в автономном полете, и орбитальные станции (комплексы). В случае невозможности дальнейшей эксплуатации и при наличии достаточных запасов топлива на борту они должны уводиться с орбиты аналогично КА "Прогресс М". Работы по обеспечению спуска проводятся только в случае возникновения на борту модуля аварийной ситуации или при плановом прекращении существования орбитальной станции. Решаются следующие задачи:

- прогнозирование орбитального движения;
- расчет командно-уставочной информации;
- расчет параметров траектории для всех служб наземного комплекса управления;
- уточнение района приводнения элементов конструкции.

4. Российские КА с функционирующими бортовыми системами и малыми остатками топлива на борту, не позволяющими выполнить штатный увод с орбиты. Имеется возможность определения параметров орбиты штатными средствами и управления районом падения путем выдачи небольших разгонных или тормозных импульсов, а также изменением ориентации. Кроме того, известны все характеристики КА и модель его разрушения. Работы по сопровождению полета проводятся постоянно до входа КА в атмосферу. Решаемые задачи :

- прогноз и постоянное уточнение возможного диапазона дат входа в атмосферу (более чем за 5-7 суток);
- прогноз и уточнение возможных витков падения, определение частей суши как возможных районов падения (менее чем за 1-2 суток);
- прогноз и уточнение района возможного падения (за 1-4 витка);
- организация управления движением КА на последнем витке с целью затопления в акватории океана.

Примером работ с КА такого класса является обеспечение завершающего этапа полета грузового корабля "Прогресс М-17", вошедшего в плотные слои атмосферы 3 марта 1994 года.

5. Российские КА, полностью выработавшие свой ресурс. В этом случае для сопровождения полета КА используются результаты определения орбиты пассивными средствами. Решаются перечисленные выше задачи. Особенностью является отсутствие возможности управления районом падения. Примеры работ: орбитальный комплекс "Салют-7"- "Космос-1683" (падение 7 февраля 1991 года), советская лунная кабина (10 декабря 1995 года), разгонный блок КА "Марс-96" (17 ноября 1996 года).

6. Зарубежные КА, падение которых на Землю может причинить значительный ущерб. Сопровождение таких КА имеет существенное отличие, так как их характеристики могут быть неизвестны или известны неточно. Модель разрушения отсутствует. В ходе сопровождения полета решаются те же задачи, что и для российских КА, выработавших ресурс.

В качестве примера такой работы можно привести слежение за китайским спутником, имевшим спускаемый аппарат (падение 12 марта 1996 года).

В работах по обеспечению спуска и сопровождению КА на завершающем участке полета принимают следующие организации:

- институты Академии наук РФ (мониторинг Земли и Солнца);
- предприятия-разработчики КА (характеристики КА);
- Министерство обороны РФ (наземные измерительные пункты, Центр контроля космического пространства);
- Министерство иностранных дел РФ (оповещение иностранных государств);
- ЦНИИМАШ.

ЦНИИМАШ включает ряд подразделений, функциями которых является проведение анализа конструкции КА и собственно управление полетом. К таким подразделениям относятся :

- Центр прочности;
- Центр теплообмена;
- Центр аэродинамики;
- Центр управления полетом.

В свою очередь, ЦУП состоит из следующих служб: - главная оперативная группа управления (специалисты организа-

- ций-разработчиков КА); - служба телеметрического обеспечения;
- служба командно-программного обеспечения;
- служба баллистико-навигационного обеспечения.

Работы по баллистическому обеспечению спусков выполняются подразделением службы БНО, которое называется группой оперативно-го БНО спусков. Перечисленные выше задачи решаются с помощью комплекса программ, реализованного в настоящее время на рабочей станции Hewlett Packard. Решение основывается на численном моделировании движения КА. Современные вычислительные средства и оптимальное построение программ и алгоритмов обеспечивают весьма высокую скорость получения результатов.

С.Кудрявцев

Программный комплекс используется с 1991 года. Основной его особенностью является возможность моделирования огромного количества разнообразных полетных ситуаций, их анализа и определения способов управления. Это явилось основой подхода при создании комплекса для обеспечения возможности его использования для управления полетом КА в штатных и нештатных ситуациях.

Динамика КА с системой гашения упругих колебаний его конструкции

О.П.Клишев, А.И.Мытарев, Б.И.Рабинович, Г.А.Чурилов
141070 г. Королев, Московская область
ул. Пионерская, 4
ЦНИИ МАШ

Рассматривается динамика высокоточной ориентации и стабилизации КА, оснащенного системой активного гашения упругих колебаний его конструкции. Предполагается, что КА состоит из корпуса и, прикрепленных к нему, упругих или жестких элементов, например, панелей СБ, антенн, поворотных платформ и т.д. Алгоритм формирования математических моделей движения КА основан на методе синтеза его динамических характеристик, согласно которому объект рассматривается как набор составляющих его подконструкций, функционирующих совместно. В алгоритме учитываются нелинейные жесткостные и диссипативные свойства системы гашения колебаний, основанной на использовании магнитогидродинамических эффектов, возникающих в электропроводной замагниченной жидкости. Эти эффекты проявляются в области больших чисел Рейнольдса и связаны с интенсивным взаимодействием гидродинамических и электромагнитных вихревых полей, вследствие которого система приобретает свойства упруго-диссипативной среды. Это свойство используется как для гашения упругих колебаний КА, так и для создания управляющих воздействий в системе ориентации и стабилизации.

Приведены результаты численных расчетов, которые показывают, что с использованием магнитогидродинамического гасителя можно более чем на порядок повысить логарифмические декременты упругих колебаний КА.

The Dynamics Problem of Spacecraft Having the System for Damping of Flexible Structural Elements Oscillations

O.P. Klishev, A.I. Mytarev, B.I. Rabinovich, G.A. Churilov
TsNIIMASH
141070 Korolyov City Moscow Region, Russia
Pioneerskaya str., 4

The dynamics problem of spacecraft (SC) high accuracy attitude control and stabilization having a special system for active damping of the elastic oscillations of its structural elements is considered. The SC is supposed to have the frame with some connected with it rigid or flexible elements, namely, whip arials and sun batteries' panels as well as some rotating elements.

The special algorithm is created for synthesis of the mathematical model of SC for structural dynamics simulation. The main idea concerns dividing of the initial system on some more simple ones acting together (in dynamics sense).

The nonlinear elasticity and dissipation of the damping system are taken into consideration. The system being considered is based on some magnetohydrodynamic (MGD) effects arising in the ferromagnetic liquid with high electrical conductivity. The liquid of such kind moving in magnetic field have the properties of flexible medium with dissipation.

These effects being most distinct by the high values of magnetic Reynolds number concern the high interacting of hydrodynamic and magnetic vortex fields. Special devices using these properties are used for damping of the elastic oscillations of flexible elements of SC and for its attitude control and stabilization.

Some results of numerical analysis are presented demonstrating that MGD damping device can raise the logarithmic decrement of the flexible structural SC elements oscillations more than on the order.

**Система навигации, ориентации и сближения орбитальных
космических аппаратов на базе аппаратуры спутниковой навигации
(АСН)**

Бодин Н.Б., Бранец В.Н., Михайлов М.В.,
Почукаев А.В., Почукаев В.Н., Черевков К.В.
ЦНИИМАШ, РНИИ КП

Рассмотрена интегрированная система навигации, ориентации и сближения с использованием АСН, работающей по сигналам навигационных спутников Глонасс, Навстар и псевдоспутника, установленного на станции.

Показаны существенные отличия идеологии решения навигационной задачи космического аппарата (КА) от решения навигационной задачи наземных объектов, требующей другой структуры построения АСН.

Рассмотрены широкие возможности АСН-технологии для решения задач навигации, ориентации, управления движением и сближения КА, позволяющие реализовать бесплатформенную инерциальную систему КА без традиционного использования акселерометров, датчиков угловой скорости и углового положения, а также осуществлять высокоточное измерение параметров относительного движения КА при сближении (с точностью до сантиметров) и межбортовую радиосвязь для обмена цифровой информацией сближаемых КА. Предложена универсальная блочная структура построения системы, в которой задачи КА определяют ее аппаратный состав (из стандартного ряда блоков) и математическое обеспечение ее интерфейсного процессора.

Показано, что на современном уровне развития АСН-технологии весовые, энергетические и стоимостные характеристики системы в десятки раз ниже соответствующих характеристик традиционных систем, обеспечивающих решение перечисленных задач.

Введение

В настоящее время широкое развитие получила аппаратура спутниковой навигации (АСН), используемая для решения навигационной задачи наземных подвижных объектов широкого класса.

При этом значительные успехи достигнуты в области миниатюризации аппаратуры. Так, вес электронной платы, осуществляющей прием и одновременную обработку сигналов от 12-18 спутников Навстар и Глонасс, составляет 100-200 г., а потребление 7-10 Вт.

Использование АСН в космической технике позволяет принципиально по-новому подойти к решению многих задач космической технологии. В этом случае, благодаря миниатюризации АСН-техники, ее невысокой себестоимости, в космической технике может произойти, в буквальном смысле, революционный переворот:

АСН-технология может вытеснить, или, по крайней мере, значительно потеснить традиционную космическую технологию навигации, ориентации, управления и связи.

В настоящее время на ряде космических аппаратов уже используется АСН для решения задач навигации. Однако, как правило, это аппаратура авиационного применения (в смысле идеологии решения навигационной задачи) аппаратно приспособленная к условиям космического полета. Особенности задач космической технологии требуют создания принципиально новой ("космической" по идеологии) комплексной системы навигации (навигации в широком смысле, включающей навигацию центра масс, углового движения и относительного движения при сближении, определение динамических параметров КА и системы управления и т.д.) на базе АСН-технологии.

В настоящем докладе рассмотрены методы решения задач космической навигации с использованием АСН-технологии и предложена структура системы, реализующей эти методы.

1. Задачи космической навигации и возможности АСН-технологии в решении этих задач

В широком смысле космическая навигация включает следующие задачи:

- определение параметров орбиты КА - абсолютная навигация;
- определение параметров углового движения КА - определение ориентации;
- определение параметров относительного движения двух КА при сближении - относительная навигация;
- определение динамических параметров КА и системы управления (массы, моментов инерции, положения центра масс, тяги управляющих двигателей и т.п.).

1.1. Абсолютная навигация

Для большинства орбитальных КА, в том числе кораблей "Союз", "Прогресс", орбитальных станций, требуемая точность баллистических определений составляет ~100 м. Для решения этой задачи традиционно используются методы радиотраекторных измерений в течение 1-3 витков с использованием наземных измерительных пунктов (НИПов). НИПы представляют собой дорогостоящие сооружения, эксплуатация которых требует значительных материальных затрат.

Использование АСН позволяет определять орбиты КА практически мгновенно без участия земли.

При этом следует отметить существенное отличие в идеологии решения навигационной задачи для космических аппаратов и наземных подвижных объектов. Для наземных объектов модели их движения, как правило, неизвестны, и для решения навигационной задачи необходима одновременная видимость как минимум 4-х навигационных спутников. Модель движения космических аппаратов известна с высокой точностью. Это позволяет осуществлять динамическую фильтрацию

измерений, благодаря чему орбита может быть определена по измерениям только 2-х навигационных спутников. При этом избыточность информации может использоваться для повышения точности навигационных определений, уточнения параметров модели движения КА и т.п. Так если для АСН, работающих по С/А коду, точность мгновенного навигационного определения составляет ~ 100 м, то определение орбиты КА за счет динамической фильтрации может быть обеспечено с точностью 10-20 м.

Особенности решения задачи абсолютной навигации на борту КА накладывают определенную специфику на структуру навигационного приемника.

Для обычных АСН навигационная задача решается в навигационном процессоре приемника.

На КА для решения комплекса задач навигации необходима установка нескольких антенн и нескольких приемников. Каждый приемник формирует "сырую информацию" (псевдодальности и интегральную фазу) по всем видимым (в "свою" антенну) спутникам. Получаемая "сырая информация" от всех приемников должна обрабатываться в едином навигационном процессоре системы совместно с моделью движения и информацией от других антенн КА. Такой подход упрощает структуру каждого приемника и позволяет осуществлять комплексное решение навигационной задачи с использованием полного объема информации, имеющейся на КА.

1.2. Определение ориентации

Для большинства орбитальных КА требуемая точность ориентации составляет $0.2-0.5^\circ$. Традиционно ориентация определяется с помощью различных датчиков углового положения (датчика вертикали, солнечного датчика и т.п.), измерения которых фильтруются бесплатформенной инерциальной системой (БИС), построенной на базе измерений датчиков угловой скорости (ДУС).

С помощью АСН, используя метод интерферометрии, угловое положение КА может определяться с точностью $0.2-0.3^\circ$. Измерения могут осуществляться в реальном времени с частотой ~ 1 гц. При этом, благодаря одновременной обработке сигналов от многих спутников, реализуется существенная избыточность измерений, которая может использоваться для повышения точности, а также для решения ряда дополнительных задач (таких, как раскрытие фазовой неопределенности, отбраковка спутников, дающих отраженные сигналы и т.п.), повышающих надежность и достоверность угловых определений. Измерения могут фильтроваться с помощью традиционной БИС, построенной на базе ДУС. Однако, в настоящем докладе рассматривается БИС, не использующая ДУСы, а основанная на методе интегрирования динамических и кинетических уравнений движения КА.

Блок-схема такой БИС приведена на рис. 1. В приведенной схеме

блок ДУС заменен моделью управляющих и возмущающих моментов и моделью КА, реализующей решение динамических уравнений Эйлера. В приведенной схеме оценка вектора угловой скорости КА $\vec{\omega}$ корректируется по разности оценки вектора углового положения и измерений этого вектора с помощью АСН.

При недостаточном знании модели моментов и модели КА, параметры этих моделей также могут корректироваться по измерениям АСН, обеспечивая самонастройку этих параметров на их реальные значения.

Рассмотрение конкретных алгоритмов моделирования и коррекции представляет собой самостоятельную задачу и выходит за рамки настоящего доклада.

Реализация рассмотренной БИС позволяет осуществлять фильтрацию угловых измерений АСН, обеспечивая точность определения ориентации $\sim 0.1^\circ$, а также позволяет иметь информацию об угловом положении КА при временном отсутствии измерений от АСН (например, в процессе углового маневрирования КА).

Для решения угломерной задачи на КА должны быть установлены несколько антенн и, соответственно, несколько приемников АСН. Информация от этих приемников должна обрабатываться в едином процессоре. То есть, для решения задачи ориентации, как и для решения задачи абсолютной навигации целесообразна структура системы, в которой приемники АСН формируют "сырую" информацию, обрабатываемую в едином общем для всей системы навигационном процессоре совместно с моделью КА (и его элементов) и информацией от других систем КА.

1.3. Относительная навигация

Решение задачи относительной навигации должно обеспечивать определение параметров относительного движения двух сближаемых КА с более высокими точностями (по сравнению с абсолютной навигацией) для подготовки и выполнения стыковки.

Традиционный метод решения задачи относительной навигации предполагает совместную обработку информации от 4-х и более одинаковых спутников, получаемой на 2-х КА. Для решения такой задачи требуется межбортовая радиолиния (МБРЛ), обеспечивающая передачу принятой спутниковой информации от одного КА к другому. Точность решения задачи относительной навигации таким методом составляет 3-5 метров по положению и ~ 1 см/с по скорости. Такая точность не достаточна для выполнения стыковки, но она обеспечивает благоприятные начальные условия для работы более точных систем.

Задача определения параметров относительного движения с точностью 3-5 метров представляет собой задачу предварительной относительной навигации. Вторая задача относительной навигации - определение параметров относительного движения с точностью несколько сантиметров, достаточной для обеспечения стыковки 2-х КА.

В настоящем докладе рассматривается возможность решения двух упомянутых задач исключительно средствами АСН-технологии (включая реализацию МБРЛ).

В традиционном методе решения задачи предварительной относительной навигации требование видимости 4-х одинаковых спутников одной антенной АСН КА и ОС является чрезвычайно жестким и далеко не всегда может быть выполнено. Так КА при сближении осуществляет угловое маневрирование, в результате которого ось антенны АСН изменяет свое направление в широком диапазоне углов. ОС в процессе сближения сохраняет, как правило, свою ориентацию в орбитальной системе координат, однако антенны АСН ОС существенно затеняются элементами конструкции (солнечными батареями, радиаторами и т.п.), которые изменяют свое пространственное положение во времени. Поэтому в процессе сближения в течение некоторого времени общие спутники (для АСН КА и ОС) могут вообще отсутствовать или их количество может быть менее 4-х. Для того, чтобы решение задач не зависело от таких ситуаций, в системе должны быть предусмотрены специальные меры. Одной из таких мер является реализация БИС для задачи относительного движения. БИС должна формировать оценку параметров относительного движения путем интегрирования уравнений относительного движения с учетом работы всех двигателей КА. БИС может быть построена традиционно на базе ДУС и акселерометров, а может, по аналогии с БИС, представленной на рис.1., на базе моделирования работы исполнительных органов и решения динамических уравнений движения КА (в данном случае как углового движения, так и поступательного). Коррекция БИС должна осуществляться по результатам измерений одноименных спутников на КА и ОС. При этом для коррекции БИС должны использоваться измерения от всех АСН КА и ОС, а сходимости оценок параметров относительного движения, формируемых БИС, должна обеспечиваться при одновременном наличии измерений от любого числа одноименных спутников, даже если это число менее 4-х.

Рассмотренная БИС может быть реализована в навигационном процессоре системы, в который поступает "сырая" информация от всех приемников АСН КА, управляющие сигналы на включение двигателей КА (либо сигналы ДУС и акселерометров), а также информация от МБРЛ с навигационными измерениями приемников АСН ОС и параметрами ориентации ОС.

МБРЛ может быть реализована как независимая радиосистема, обеспечивающая обмен цифровой информацией между ОС и КА.

Однако, следует заметить, что приемник АСН представляет собой многоканальный радиоприемник, приспособленный для приема цифровой информации.

Проведенные проработки показали, что при объеме принимаемой цифровой информации несколько кбит (что вполне достаточно для решения задачи относительной навигации) незначительная доработка

решения навигационной задачи, так и для решения ряда научно-технических задач.

Рассматриваемая в настоящем докладе комплексная система навигации на базе АСН-технологии позволяет за счет прецизионных фазовых измерений и их избыточности с достаточно высокой точностью определять упомянутые параметры. Причем, в процессе реализации решения навигационной задачи с использованием БИС, построенной на основе самонастраивающейся модели КА и исполнительных органов, эта задача решается автоматически: искомые параметры определяются из коэффициентов моделей, полученных в результате самонастройки.

Следует заметить, что формируемая в результате самонастройки модель обеспечивает высокоточное решение навигационной задачи, но не всегда из параметров этой модели однозначно определяются искомые параметры. Например, при определении массы КА и тяги корректирующего двигателя в результате самонастройки модели с высокой точностью определится отношение тяги к массе КА, а их абсолютные значения остаются неизвестными. В этом случае, например, для определения массы орбитальной станции предварительно может быть с высокой точностью определена тяга двигателя КА во время автономного полета (т.к. масса КА после выведения известна с высокой точностью). Затем после стыковки КА и ОС в процессе коррекции орбиты ОС двигателем КА может быть с высокой точностью определена масса ОС. Сделанное замечание относится и к определению абсолютных значений других искомых параметров.

2. Структура системы

Анализ задач и особенностей космической навигации позволил разработать унифицированную структуру системы, обеспечивающей решение всех рассмотренных выше задач. Структурная схема предлагаемой системы приведена на рис.3.

Система включает n приемников АСН (АСН1-АСН n), m передатчиков (П1-П m) и три навигационных процессора НП1-НП3). Приемники, передатчики и навигационные процессоры объединены в сеть по интерфейсу РС 485. Навигационные процессоры связаны с БЦВС КА через мультиплексный канал обмена МКО.

Количество приемников АСН и передатчиков определяются задачами КА, требованиями по надежности системы. Например, для рассмотренных выше задач навигации пилотируемого корабля и орбитальной станции минимальный состав системы КА -5 приемников АСН, а для ОС - три приемника АСН и один передатчик. В зависимости от степени резервирования элементов системы, либо для решения дополнительных задач (например, обеспечения двухсторонней связи КА-ОС) количество приемников и передатчиков может быть увеличено.

Навигационный процессор осуществляет управление аппаратурой

системы, обработку всей принимаемой информации от АСН и БЦВС КА, решение всех навигационных задач. НП является хранителем единого системного времени (для всех АСН), которое в процессе работы АСН синхронизируется с системным временем UTC USNO или UTC SU, является источником точного времени для БЦВС КА. Для обеспечения работы всех АСН в едином времени и упрощения решения многих навигационных задач все АСН запрашиваются от единого генератора частоты, установленного в НП.

С целью резервирования в состав системы включены три НП, работающие в холодном резерве. Включение резервных НП осуществляет БЦВС КА.

Рассмотренная система является универсальной и может быть использована на любом орбитальном КА, включая геостационарные КА, носители, разгонные блоки и т.д. В зависимости от задач КА определяется состав системы и программное обеспечение НП. При этом, если в рассмотренной на рис.3 схеме НП является окончательным устройством для БЦВС КА, то, при необходимости, НП может выполнять роль и БЦВС КА, являясь контролером и осуществляя управление всеми системами КА по интерфейсу РС 485 или МКО.

Следует отметить также, что предложенная система может обеспечивать и двухстороннюю цифровую связь с Землей, осуществляя функции командно-телеметрической радиолинии. Для этого в АСН должны быть предусмотрены соответствующие каналы связи, а в состав системы включены соответствующие передатчики. В этом случае рассматриваемая система будет обеспечивать решение всего комплекса задач управления космического аппарата.

3. Функционирование системы

Рассмотрим функционирование системы на примере последовательного решения задач навигации и управления пилотируемого КА, выводимого на орбиту для стыковки с ОС. Будем предполагать, что параметры орбиты ОС известны и заблаговременно введены в НП КА. Заблаговременно в НП вводятся также альманахи спутников и расчетные параметры орбиты КА после выведения. После выведения на орбиту КА находится в неориентированном положении и его угловая скорость составляет 3-5 °/с.

При включении системы, зная альманахи спутников и грубые параметры орбиты, АСН обеспечивают быстрый поиск сигналов спутников и грубое определение угловой скорости КА. После гашения угловой скорости решается задача абсолютной навигации КА и ориентации, осуществляется построение орбитальной ориентации с использованием БИС на основе модели КА и исполнительных органов. По измеренным параметрам орбиты КА и известным параметрам орбиты ОС в БЦВС КА решается, а затем реализуется баллистическая задача выведения КА в точку встречи.

Точка встречи КА и ОС рассчитывается из условий попадания КА в область радиозахвата сигнала передатчика ОС. Принимая

одного из каналов приемника АСН позволит ему одновременно выполнять роль приемника МБРЛ.

Передачик МБРЛ при указанных объемах передаваемой информации также может быть реализован на аналогичных технических решениях и может быть выполнен в виде миниатюрного экономичного прибора, непосредственно управляемого навигационным процессором системы.

Решение задачи предварительной относительной навигации позволяет осуществлять сближение двух КА до расстояний несколько десятков метров, после чего в управление включается система точной относительной навигации, например, лазерная система относительной навигации, требующая знания начального вектора состояния с достаточно высокой точностью. Однако, в настоящем докладе рассматривается система точной относительной навигации, построенная на принципах АСН-технологии.

Работу такой системы в плоском случае иллюстрирует рис.2. На борту КА устанавливаются АСН-приемники с антеннами А1-А4, на борту ОС - АСН-приемники с антеннами А₀1, А₀2 и передачик П1.

По сигналам спутников принимаемых антеннами А1, А2 и А₀1, А₀2 определяется ориентация соответственно КА и ОС. Передачик П1 используется в качестве передатчика цифровой информации, а также выполняет роль псевдоспутника - фаза его несущего сигнала используется для решения задачи точной относительной навигации. Одна из антенн А2-А4 используется для приема цифровой информации от передатчика П1.

На антенны А2-А4 принимаются сигналы передатчика П1, выделяется несущий сигнал и фиксируются в некоторые моменты времени соответствующие значения фаз несущего сигнала $\varphi_2, \varphi_3, \varphi_4$.

По значениям фаз $\varphi_2, \varphi_3, \varphi_4$ определяется дальность L (расстояние между А3 и П1) и угол α , определяющий направление линии визирования (угол между продольной осью симметрии КА и направлением А3-П1):

$$L = \frac{\pi l^2}{2(\varphi_4 + \varphi_2 - 2\varphi_3) l_0} \quad (1)$$

$$\alpha = \arcsin \frac{\varphi_4 - \varphi_2}{2\pi} \frac{l_0}{l} \quad (2)$$

где l - антенная база - расстояние между антеннами А2-А4;
l₀ - длина волны несущего сигнала.

Формулы (1) и (2) для простоты приведены с точностью $\left(\frac{l}{L}\right)^2$.

При малых расстояниях между КА и ОС расчет должен производиться по точным формулам.

В пространственном случае определение дальности и направления

на передатчик осуществляется по измерениям от 4-х антенн, три из которых располагаются по окружности, а четвертая в окрестности центра окружности.

Погрешность определения направления и дальности зависит от антенной базы l , погрешности измерения фазы $\delta\varphi$ и дальности:

$$\Delta\alpha \approx \frac{\delta\varphi}{2\pi} \frac{l_0}{l} \quad (3)$$

$$\Delta L \approx \frac{\delta\varphi}{2\pi} l_0 \left(\frac{L}{l}\right)^2 \quad (4)$$

При антенной базе $l=1.5$ метра, длине волны несущей $l_0 = 20$ сантиметров и погрешности определения фазы 5° точность определения направления на ОС составляет $\sim 0.1^\circ$, а точность определения дальности определяется по формуле:

$$\Delta L = \frac{1}{360} \left(\frac{L}{l}\right)^2 \text{ м} \quad (5)$$

Для дальности 100 метров $\Delta L=10$ метров, на дальности 10 метров $\Delta L=0.1$ метр, на дальности 1-2 метра точность определения дальности составляет величину порядка 1 см.

Параметры ориентации КА и ОС (определяемые по измерениям от антенн A_1, A_2 , и A_{01}, A_{02}), вектор относительной скорости (определяемый в процессе решения задачи предварительной относительной навигации), дальность и направление линии визирования полностью определяют вектор состояния относительного движения, необходимый для выполнения стыковки. При этом точность определения вектора состояния на малых расстояниях составляет ~ 1 сантиметр по положению и 1см/с по скорости, что вполне достаточно для выполнения стыковки.

В пространственном случае к антеннам A_1-A_4 необходимо добавить пятую антенну A_5 , расположив их таким образом, чтобы антенны A_1, A_2, A_5 образовывали треугольник в плоскости горизонта (при орбитальной ориентации КА), антенны A_2, A_4, A_5 образовывали треугольник в плоскости нормальной продольной оси КА, а антенна A_3 располагалась в окрестности центра этого треугольника. При этом антенны A_2, A_5 должны быть установлены таким образом, чтобы обеспечивать одновременную видимость навигационных спутников (для решения задачи ориентации) и передатчика ОС (для решения задачи точной относительной навигации).

1.4. Определение динамических параметров КА и системы управления

Динамические параметры КА и системы управления включают масс-инерционные характеристики КА, координаты его центра масс, тяговые характеристики двигателей коррекции и ориентации и т.д. Знание этих параметров необходимо как для повышения точности

информацию от системы навигации ОС, КА реализует режим предварительной относительной навигации и осуществляет подлет к ОС на дистанцию 100-200 метров, после чего реализуется режим точной относительной навигации, причаливание и стыковка.

Заключение

Применение АСН- технологии позволяет в буквальном смысле произвести революцию во всей технике и технологии управления орбитальными КА. Миниатюрная и экономичная система навигации и управления на базе АСН-технологии способна заменить целый комплекс громоздких и дорогостоящих систем КА, существенно упростить задачу наземного сопровождения полета.

Рассмотренная в докладе система автономно обеспечивает решение задач навигации, ориентации, сближения и причаливания, цифровой связи КА-ОС. При разработке соответствующего наземного сегмента система может обеспечивать двухстороннюю цифровую радиосвязь борт-Земля, реализуя функции командно-телеметрической радиолинии.

Предложенная блочная структура системы делает ее универсальной с точки зрения применения на любом орбитальном КА, от малых спутников до больших орбитальных комплексов. В зависимости от задач КА аппаратная часть системы набирается из ограниченного ряда унифицированных блоков, и только программная часть разрабатывается под конкретный КА.

Беспрецедентен экономический эффект, который может быть достигнут при внедрении системы. Низкая себестоимость, малый вес и энергопотребление аппаратуры, универсальность системы, упрощение летного сопровождения позволят в десятки раз снизить расходы на разработку, изготовление и летное сопровождение одного из самых дорогостоящих сегментов космической техники.

System of Navigation, Orientation and Rendezvous of Orbital Space Vehicles on the Basis of the Satellite Navigation Equipment (SNE)

Bodin N.B., Branets V.N., Mikhailov M.V., Pochukaev A.V., Pochukaev V.N., Tcherevko K.V.

Integrated system of navigation, orientation and rendezvous with the use of SNE, working on signals of the navigating satellites Glonass, Navstar and pseudo-satellite, established on the station is considered.

Essential differences of ideology of a space vehicle (SV) navigation task's fulfillment from the fulfillment of ground objects' navigation task, requiring other structure of SNE construction are shown.

Ample opportunities of SNE-technology for the fulfillment of SV navigation, orientation, control of motion and rendezvous tasks, allowing to realize platformless inertial SV system without traditional use of accelerometers, gauges of angular speed and angular position, and also to carry out precise measurement of a SV relative motion parameters at rendezvous (accurate to centimeters) and inter-board radio communication for an exchange of the digital information of the approached SV are considered. The universal block structure of system construction, in which SV tasks define its hardware structure (from a standard number of blocks) and software of its interface processor, is offered.

It is shown, that on a modern level of SNE-technology development the weight, power and cost characteristics of the system are in tens of time lower than the appropriate characteristics of traditional systems, ensuring the decision of the listed problems.

Introduction

At the moment the wide development was received by the satellite navigation equipment (SNE), used for the fulfillment of a ground mobile objects of a wide class' navigation task.

Thus the significant success is achieved in the equipment miniaturization area. So the weight of an electronic plate, carrying out reception and simultaneous processing of signals from 12-18 Navstar and Glonass satellites makes 100-200 grams, and consumption 7-10 watt .

Use of SNE in space engineering allows to approach the solution of many problems of space technology principally on - new. In this case, thanks to miniaturization of SNE-engineering, its low cost, in space engineering might take place, in literal sense, the revolutionarily radical changes: the SNE-technology can supersede, or, at least, to push significantly traditional space technology of navigation, orientation, control and communication.

At the moment on a number of space vehicles SNE is already used for the fulfillment of navigation tasks. However, as a rule, it is the equipment used in aviation (in sense of ideology of the navigation task fulfillment) which hardware is adapted to conditions of space flight. The peculiarities of space technology tasks require creation of essentially new ("space" on ideology) complex system of navigation (navigation in a broad sense,

including navigation of center of mass, angular motion and relative motion at rendezvous, determination of SV dynamic parameters and control system, etc.) on the basis of SNE-technology.

In the present report methods of the space navigation tasks' fulfillment with use of SNE-technology are considered and the structure of system, realizing these methods, is suggested.

1. The tasks of space navigation and opportunities of the fulfillment of these tasks given by SNE-technology.

In a broad sense the space navigation includes the following tasks:

- Determination of an orbit SV parameters - absolute navigation;
- Determination of an angular SV motion parameters - determination of orientation;
- Determination of the relative motion of the two SV at rendezvous parameters - relative navigation;
- Determination of dynamic SV parameters and control system (weight, moment of inertia, position of center of mass, thrust of control engines and etc.).

1.1. Absolute navigation

For the majority of orbital SV, including vehicles "Sojuz", "Progress", orbital stations, the required accuracy of ballistic determinations makes approximately 100 m. For the fulfillment of this task, the methods of radio-trajectory measurements during 1-3 revolutions with the use of ground measuring stations (GMS) are traditionally used. GMSes represent expensive structures, the operation of which requires significant material inputs.

Use of SNE allows to determine SV orbits practically instantly without participation of ground.

Thus it is necessary to note the essential difference in ideology of the fulfillment of a navigation task for space vehicles and ground mobile objects. For ground objects the model of their motion, as a rule, is unknown, and for the fulfillment of a navigation task simultaneous visibility of the 4 navigation satellites as a minimum, is necessary. The model of space vehicles' motion is known with high accuracy. It allows to carry out dynamic filtering of measurements, due to that the orbit can be determined on measurements of only 2 navigation satellites. Thus the redundancy of the information can be used for increase of navigation determinations' accuracy, specification of parameters of an SV motion model, etc. So if for SNE, working on C/A code, accuracy of instant navigation determination makes approximately 100 m, the determination of an SV orbit at the expense of dynamic filtering can be supplied with accuracy 10-20 m.

The peculiarities of an absolute navigation onboard of SV task's fulfillment impose a certain specificity on the structure of the navigation receiver.

For usual SNE the navigation task is fulfilled in the navigation processor of the receiver.

On SV for the fulfillment of a complex of navigation tasks, the installation of several aeriels and several receivers is necessary. Each receiver forms "the crude information" (pseudo-range and integrated phase) on all visible (in "its" aerial) satellites. Received "crude information" from all receivers should be processed in the uniform navigating processor of a system together with the model of a motion and information from other SV aeriels. Such approach simplifies the structure of each receiver and allows to carry out the complex fulfillment of a navigation task with use of complete volume of the information, being available on SV.

1.2. Determination of orientation

For the majority of orbital SV the required accuracy of orientation makes $0.2-0.5^\circ$. Traditionally orientation is determined with the help of various gauges of an angular position (gauge of a vertical, solar gauge, etc.), the measurements of which are filtered by a platformless inertial system (PIS), constructed on the basis of measurements of gauges of angular speed (GAS).

With the help of SNE, using a method of interferometry, the angular position of SV can be determined with accuracy $0.2-0.3^\circ$. Measurements can be made in real time with frequency approximately 1 Hz. Thus, due to simultaneous processing of signals from many satellites, is realized the essential redundancy of measurements, which can be used for the increase of accuracy, and also for the fulfillment of a number of additional tasks (such as discovery of phase indefinite, rejecting of the satellites, giving reflected signals, etc.), raising safety and reliability of angular determinations. The measurements can be filtered with the help of the traditional PIS, constructed on base of GAS. However, in the present report the PIS, not using GASes, and based on a method of dynamic and kinetic equations' integration of SV's motion is considered.

The block-scheme of such PIS is shown on fig. 1. In the scheme the block GAS is replaced by the model of control and perturbing moments and SV model, realizing the solution of Euler's dynamic equations. In the scheme the estimation of a vector of SV angular speed $\overline{\omega}$ is corrected on a difference of an estimation of an angular position vector and measurements of this vector with the help of SNE.

At insufficient knowledge of moments' model and SV model, the parameters of these models can also be corrected on measurements of SNE, providing self-set-up of these parameters with their real values.

The consideration of particular algorithms of modeling and correction represents an independent problem and leaves the frameworks of the present report.

The realization of the considered PIS allows to carry out the filtering of SNE angular measurements, providing accuracy of determination of orientation approximately 0.1° , and also allows to have the information on an SV angular position at temporary absence of measurements from SNE (for example, during the angular maneuvering of SV).

For the fulfillment of angular measuring task, a few aeriels and, accordingly, a few SNE receivers should be established on SV. The information from these receivers should be processed in the uniform processor. That is, for the fulfillment of an orientation task, as well as for the fulfillment of a task of absolute navigation, the structure of system, in which the SNE receivers form the "crude" information, processed in uniform, common for all the system navigation processor together with SV model (and its elements) and the information from other SV systems, is expedient.

1.3. Relative navigation

The fulfillment of a relative navigation task should provide determination of a relative motion parameters of the two approaching SV with higher accuracies (in comparison with absolute navigation) for preparation and the fulfillment of docking.

The traditional method of the fulfillment of a relative navigation task assumes joint processing of the information from the 4 and more identical satellites, received on the 2 SV. For the fulfillment of such task an inter-board radioline (IBRL), ensuring the transfer of the accepted satellite information from one SV to the other is required. The accuracy of the fulfillment of a relative navigation task by such method makes 3-5 meters by a position and approximately 1 centimeter/second by speed. Such accuracy is not sufficient for the fulfillment of docking, but it provides the favorable entry conditions for work of exact systems.

The task of determination of a relative motion parameters with accuracy of 3-5 meters represents a task of preliminary relative navigation. The second problem of relative navigation is determination of a relative motion parameters with accuracy a few centimeters, sufficient for maintaining the docking of the 2 SV.

In the present report an opportunity of the fulfillment of the two mentioned tasks only by the means of SNE-technology (including realization of IBRL) is considered.

In a traditional method of the fulfillment of a preliminary relative navigation task the requirement of visibility of the 4 identical satellites by one SNE aerial of SV and OS is extremely severe and not always can be carried out. SV at rendezvous carries out angular maneuvering, in result of which the axis of SNE aerial changes the direction in a wide range of angles. OS during rendezvous keeps, as a rule, orientation in orbital system of coordinates, however SNE aeriels of OS are considerably shaded by the elements of the construction (solar panels, radiators, etc.), which change their spatial position in time. Therefore in the process of rendezvous during some time the common satellites (for SNE of SV and OS) may all be absent or their number may be less than 4. To make the fulfillment of the task independent of such situations, special measures should be stipulated in the system. One of such measures is realization of the PIS for a relative motion task. PIS should form an estimation of parameters of a relative motion by integration of the relative motion equations, taking into consideration the work of all SV engines. PIS can be constructed traditionally on base of GAS and

accelerometers, and also, by analogy to the PIS, shown on fig. 1, can be constructed on the basis of modeling work of the executive organs and solution of the dynamic equations of a SV motion (in this case of an angular motion, as well as translational). The correction of PIS should be made according to the results of measurements of the same satellites on SV and OS. Thus for correction of PIS the measurements from all SNE of SV and OS should be used, and the convergence of estimations of a relative motion parameters, formed by PIS, should be provided at simultaneous presence of measurements from any number of the same satellites, even if this number is less than 4.

The considered PIS can be realized in the navigation processor of the system, which receives "crude" information from all SNE receivers of SV, managing signals on turning on the engines of SV (or signals of GAS and accelerometers), and also information from IBRL with navigation measurements of SNE receivers of OS and parameters of orientation OS.

IBRL can be realized as an independent radio-system, ensuring an exchange of the digital information between OS and SV.

However, it is necessary to notice, that the SNE receiver represents the multichannel radioreceiver, adapted to reception of the digital information.

Carried out examinations have shown, that at volume of the accepted digital information of several kbytes (that is quite enough for the fulfillment of a relative navigation task) the insignificant completion of one of the channels of the SNE receiver will allow it to carry out simultaneously a role of the IBRL receiver.

The IBRL transmitter at the specified volumes of the transmitted information can also be realized on the similar technical decisions and can be constructed as a miniature economic device, managed by the navigation processor of system itself.

The fulfillment of a preliminary relative navigation task allows to carry out approachement of the two SV up to distances of a few tens of meters, then the system of exact relative navigation, for example, the laser system of relative navigation, requiring the knowledge of an initial vector of condition with rather high accuracy, joins the management. However, in the present report the system of exact relative navigation, constructed on principles of a SNE-technology, is considered.

Work of such system in a planar case is illustrated on fig.2. Onboard of SV SNE-receivers with aerials A1-A4 and onboard of OS SNE-receivers with aerials A01, A02 and transmitter T1 are installed.

On signals of the satellites received by the aerials A1, A2 and A01, A02 orientation of SV and OS accordingly is determined. The transmitter T1 is used as the transmitter of the digital information, and also carries out a role of the pseudo-satellite - phase of its carrying signal is used for the fulfillment of an exact relative navigation task. One of aerials A2-A4 is used for reception of the digital information from the transmitter T1.

On aerials A2-A4 the signals of the transmitter T1 are received, carrying signal is allocated and appropriate meanings of a carrying signal φ_2 , φ_3 , φ_4 phases are fixed in some moments of time.

On values of phases $\varphi_2, \varphi_3, \varphi_4$ range L (distance between A3 and T1) and angle α , determining a direction of a sight line (an angle between a longitudinal axis of SV symmetry and a direction A3-T1) is determined:

$$L = \frac{\pi l^2}{2(\varphi_4 + \varphi_2 - 2\varphi_3) l_0} \quad (1)$$

$$\alpha = \arcsin \frac{\varphi_4 - \varphi_2}{2\pi} \frac{l_0}{l} \quad (2)$$

Where L - aerial base - distance between aerials A2-A4;
 l_0 - length of a wave of a carrying signal.

The formulas (1) and (2) for simplicity are brought with accuracy

$\left(\frac{l}{L}\right)^2$. At small distances between SV and OS the calculation should be made under the exact formulas.

In a spatial case the determination of the range and direction to the transmitter is made according to the measurements from the 4 aerials, three of which are placed on a circle, and fourth in a vicinity of the center of a circle.

The error of determination of a direction and range depends on the aerial base l , error of measurement of a phase $\delta\varphi$ and range:

$$\Delta\alpha \approx \frac{\delta\varphi}{2\pi} \frac{l_0}{l} \quad (3)$$

$$\Delta L \approx \frac{\delta\varphi}{2\pi} l_0 \left(\frac{L}{l}\right)^2 \quad (4)$$

At the aerial base $l=1.5$ meters, length of a carrying wave $l_0 = 20$ centimeters and error of determination of a phase 5° , accuracy of determination of a direction on OS approximately makes 0.1° , and the accuracy of determination of range is determined under the formula:

$$\Delta L = \frac{1}{360} \left(\frac{L}{l}\right)^2 l_0 \quad (5)$$

For range 100 meters $\Delta L=10$ meters, on range 10 meters $\Delta L=0.1$ meter, on range 1-2 meter the accuracy of determination of range makes size about 1 cm.

The parameters of SV and OS orientation (determined on measurements from aerials A1, A2, and A01, A02), vector of relative speed (determined during the fulfillment of a preliminary relative navigation task), range and direction of a viewfinding line completely determine the vector of the condition of a relative motion, necessary for the fulfillment of docking. Thus the accuracy of determination of the condition vector on small distances makes approximately 1 centimeter on situation and 1cm/s on speed, which is quite enough for the fulfillment of docking.

In a spatial case it is necessary to add the fifth aerial A5 to aeriels A1-A4, arranging them so that aeriels A1, A2, A5 formed a triangle in a plane of horizon (at orbital orientation of SV), aeriels A2, A4, A5 formed a triangle in a plane of a normal longitudinal axis of SV and the aerial A3 placed in a vicinity of the center of this triangle. Thus the aeriels A2, A5 should be established so that to provide simultaneous visibility of the navigation satellites (for the fulfillment of an orientation task) and of the OS transmitter (for the fulfillment of an exact relative navigation task).

1.4. Determination of dynamic parameters of SV and control system

Dynamic parameters of SV and the control systems include the mass - inertial characteristics of SV, coordinates of its center of mass, thrust characteristics of correction and orientation engines, etc. The knowledge of these parameters is necessary for the increase of accuracy of the navigation task fulfillment, as well as for the fulfillment of a number of technological tasks.

The complex system of navigation on base of SNE-technology considered in the present report, allows at the expense of precision phase measurements and their redundancy to determine with rather high accuracy the mentioned parameters. And, during carrying out the fulfillment of a navigation task with the use of PIS, constructed on the basis of self-adapting SV model and executive organs, this task is fulfilled automatically: the required parameters are determined from coefficients of models, received in result of a self-set-up.

It is necessary to notice, that the model, formed in result of a self-set-up, provides the precise fulfillment of a navigating task, but not always the required parameters are unequivocally determined from the parameters of this model. For example, at determination of SV weight and thrust of the correction engine in result of self-set-up of the model, the ratio of thrust to SV weight will be determined with high accuracy, and their absolute values will remain unknown. In this case, for example, for determination of the OS weight, the thrust of the SV engine can previously be determined with high accuracy during independent flight (since SV weight after insertion is known with high accuracy). Then after the docking of SV and OS during correction of an OS orbit by SV engine, the weight of OS can be determined with the high accuracy. The made remark concerns the determination of absolute values of other required parameters as well.

2. Structure of system

The analysis of problems and peculiarities of space navigation has allowed to develop a unified structure of system, ensuring the fulfillment of all above considered tasks. The block diagram of the suggested system is shown on fig. 3.

The system includes n of SNE receivers (SNE1-SNE n), m of transmitters (T1- T m) and three navigation processors (NP1-NP3). Receivers, transmitters and navigation processors are incorporated into a network on the interface of PC 485. The navigation processors are connected

with BDCS of SV through the multiplex channel of an exchange MCE.

The number of SNE receivers and transmitters is determined by SV tasks, requirements on reliability of the system. For example, for the above considered navigation tasks of a manned vehicle and orbital station the minimum structure of SV system is 5 SNE receivers, and for OS - three SNE receivers and one transmitter. Depending on a degree of redundancy of the system elements, or for the fulfillment of additional tasks (for example, maintenance of bilateral communication SV-OS) the number of receivers and transmitters can be increased.

The navigation processor carries out management of the system equipment, processing of all the received from SNE and BDCS of SV information, fulfillment of all navigation tasks. NP is the keeper of the uniform system time (for all SNE), which during the work of SNE is synchronized with system time UTC USNO or UTC SU, it is a source of exact time for BDCS of SV. For maintenance of work of all SNE in uniform time and simplification of the fulfillment of many navigation tasks all SNE are fed from the uniform generator of frequency, established in NP.

With the purpose of reservation, the structure of the system includes three NP, working in a cold reserve. Turning on the reserve NP is carried out by BDCS of SV.

The considered system is universal and can be used on any orbital SV, including geostationary SV, carriers, acceleration blocks, etc. Depending on the tasks of SV the structure of system and NP software are determined. Thus, if in the circuit considered on fig. 3 NP is the terminal for BDCS of SV, then if necessary, NP can carry out a role of BDCS of SV as well, being the controller and carrying out the management of all the SV systems on the interface of PC 485 or MCE.

It is also necessary to note, that the suggested system can provide a bilateral digital communication with the Earth, carrying out the function of a command-telemetry radioline as well. For this purpose in SNE the appropriate channels of communication should be stipulated, and the appropriate transmitters should be included to the structure of a system. In this case the considered system will provide the fulfillment of the whole complex of tasks of a space vehicle control.

3. Functioning of the system

We shall examine the functioning of the system on the example of the sequential fulfillment of the tasks of navigation and control of the manned SV, inserted into an orbit for rendezvous with OS. We shall assume, that the parameters of OS orbit are known and beforehand are entered to NP of SV. Beforehand the almanacs of the satellites and the settlement parameters of SV orbit after leading out are also entered in NP. After leading out on an orbit SV is in non-oriented position and its angular speed makes 3-5 °/sec.

At turning on the system, knowing the almanacs of the satellites and the rough parameters of an orbit, SNE provides fast search of signals of the satellites and rough determination of SV angular speed. After dumping angular speed a task of SV absolute navigation and orientation is fulfilled, the

construction of orbital orientation with the use of PIS on the basis of SV model and executive organs is carried out. On measured parameters of SV orbit and known parameters of OS orbit in BDCS of SV the ballistic problem of leading SV out to a point of meeting is calculated and then fulfilled.

The point of meeting of SV and OS is calculated from conditions of SV's hitting the area of radiocapture of the OS transmitter signal. Receiving the information from OS system of navigation, SV realizes a mode of preliminary relative navigation and carries out the approach to OS on a distance of 100-200 meters, then a mode of exact relative navigation, final approach and docking is realized.

The conclusion

Application of SNE-technology allows in literal sense to make revolution in the whole engineering and technology of orbital SV management. Miniature and economic system of navigation and management on base of SNE-technology is capable of replacing the whole complex of bulky and expensive SV systems, essentially simplify a task of the ground support of a flight.

The system considered in the report independently provides the fulfillment of tasks of navigation, orientation, rendezvous and docking, digital communication SV-OS. At development of the appropriate ground segment the system can provide bilateral digital radiocommunication board - Earth, realizing the function of a command-telemetry radioline.

Offered block structure of the system makes it universal from the point of view of application on any orbital SV, starting from the small satellite up to large orbital complexes. Depending on SV tasks the hardware of system is collected from a limited number of unified blocks, and only the program part is developed for a particular SV.

Economic benefit, which can be achieved at introduction of the system is unprecedented. The low cost price, small weight and quantity of the consumed energy of the equipment, universality of the system, simplification of the flying support will allow to lower in tens of time the charges on development, manufacturing and flying support of one of the most expensive segments of space engineering.

О радиоинтерферометрической подсистеме наземного комплекса управления КА.

Смышляева Г.Г. ЦНИИМАШ, г.Королев ул.Пионерская 4,
Прохоров В.А. ЦНИИМАШ, г.Королев ул.Пионерская 4,
Старостин В.Н. РКА, г.Москва, ул.ЩЕПКИНА 42,
тел. 513-51-47

В связи с уменьшением на территории нашей страны числа наземных контрольно-измерительных пунктов, выполняющих траекторные, координатные и навигационные измерения ИСЗ, РН и РБ, крайне актуальной стала задача повышения точности указанных

измерений при максимальной экономии средств. Одним из вариантов решения этой проблемы является применение радиоастрономических фазостабильных интерферометров, позволяющих проводить измерения угловых координат объектов и параметров их траекторий дифференциальным методом с высокой точностью при наличии двух-трех пунктов слежения.

Анализ фазометрических методов координатных измерений, а именно радиоастрономических интерферометров, как высокоточных фазоизмерительных инструментов, показывает, что применение последних для траекторных и координатных измерений, контроля и учета влияния среды распространения радиоволн может обеспечить в сочетании со штатными навигационными средствами существенное повышение эффективности радиотехнических средств слежения за КА.

В системах дальней космической связи (ДКС) особо актуальными являются задачи определения положения КА и увеличения дальности приема сигналов КА. Задача точного определения координат и скорости КА на далеких от Земли орбитах решается с помощью РСДБ, но при этом очевиден основной недостаток - значительное (до нескольких суток) время между приемом сигнала и получением результата (траектории полета), который исключает возможность применения РСДБ для оперативной работы по низкоорбитальным ИСЗ, РН и РБ. Кроме этого, не реализуются возможности разрешения глобальных инструментов из-за различных аппаратурных, методических и внешних факторов. Малобазовые (от сотен метров до 100 км) системы имеют ряд преимуществ, а именно:

1) передача данных для обработки ведется в реальном времени, что позволяет уменьшить до предела "время возврата", то есть время между приемом данных, получением результата и выдачей соответствующих команд на КА;

2) корреляционная обработка в реальном времени позволяет применять технику и методику обработки малобазовых систем и исключить недостатки РСДБ;

3) общий гетеродин или синхронизируемые гетеродины ослабляют требования к частотной стабильности генераторов;

4) уменьшаются ошибки, обусловленные нестабильностью среды распространения, так как на малых базах эти эффекты общие для обеих приемных антенн;

5) большие периоды интерференционной картины и неограниченность выбора калибровочных внеземных радиоисточников по высоте подъема над горизонтом облегчают запись и график проведения калибровочных наблюдений и также снижают влияние атмосферы на фазу сигнала;

6) благодаря точному определению величины задержки сигналов от пары антенн и сведению их в пункт обработки в реальном времени возможно суммирование сигналов всех приемных антенн по высокой частоте без предварительной записи огромных объемов информации (что вообще проблематично).

Для сохранения и развития научно-технических достижений в области интерферометрических методов разработаны предложения по созданию системы наблюдения космических аппаратов на фоне внеземных радиоисточников с помощью малобазовых интерферометрических комплексов. Наблюдая поочередно радиоисточники и КА, движущиеся по небу на фоне радиоисточников, можно определить угловые координаты последнего с весьма высокой точностью, так как координаты опорных радиоисточников известны с погрешностями 0,01-0,001 угловой секунды. Эта дифференциальная методика высокоточных навигационных измерений угловых координат и элементов орбиты КА позволяет существенно уменьшить погрешности измерений, обусловленные влиянием атмосферы Земли и другими факторами.

Создание на базе некоторых антенных комплексов наземных измерительных пунктов радиоастрономических малобазовых фазостабильных интерферометров позволит проводить прецизионные измерения угловых координат КА дифференциальным методом относительно радиоисточников и существенно повысить точностной потенциал навигационных средств.

Исходя из вышесказанного, можно определить следующие этапы работы по созданию радиоинтерферометрической подсистемы наземного комплекса управления КА.

а)- экспериментальные исследования по траекторным и координатным измерениям с использованием фазостабильных малобазовых интерферометров:

- обработка алгоритмов расчетов и программного обеспечения измерений на двухэлементном инструменте с переменной базой от 15 до 130 м на частоте 151 Мгц при приеме сигналов ИСЗ типа "Транзит";

- разработка или приобретение узлов аппаратуры на частоты 930, 1200, 1600 Мгц (штатные рабочие диапазоны отечественных КА и ИСЗ "ГЛОНАСС"); проведение координатных и траекторных измерений двухэлементными интерферометрами дециметрового диапазона дифференциальным методом;

б) математическое моделирование задачи целеуказания для выбора параметров приемного интерферометрического комплекса с учетом результатов экспериментальных исследований;

в) математическое моделирование задачи с целью определения оптимальной конфигурации комплекса и процедуры измерений;

г) рассмотрение вопросов совмещения радиоастрономических и навигационных антенных систем, аппаратуры и методик измерений;

д) разработка технических предложений по использованию имеющихся наземных приемных комплексов для координатных и траекторных измерений по совмещенным методикам.

е) создание каталога внеземных опорных радиоисточников с целью обеспечения дифференциального метода измерений угловых координат КА.

О применении радиоастрономического поляризационно-фарадеевского метода измерения полного электронного содержания ионосферы пользователями глобальными спутниковыми навигационными системами.

В.А.Разин, д.ф.-м.н. профессор зав.лаборатории
603600 Нижний Новгород, ул.Большая Печерская,25
Научно-исследовательский радиофизический институт
А.И.Теплых, зав.сектором
603600 Нижний Новгород, ул.Большая Печерская,25
Научно-исследовательский радиофизический институт
Г.Г.Смышляева, нач.сектора, к.т.н., с.н.с.
141070 г. Королев ул.Пионерская,4
ЦНИИМАШ
тел 513-51-47

Многие пользователи глобальными спутниковыми навигационными системами располагают одночастотной аппаратурой, при измерениях с которой ионосферная задержка спутниковых сигналов стандартного местоопределения (50-100м) является одним из основных источников ошибок в определении координат. С этим связано большое внимание, уделяемое проблеме исключения ионосферных погрешностей в навигационных измерениях при использовании одночастотной аппаратуры. Однако и при использовании двухчастотной аппаратуры необходим учет остаточной ионосферной погрешности измерений. Ионосферная задержка радиосигналов на трассе НИСЗ - объект зависит от полного электронного содержания ионосферы (ПЭСИ), которое в свою очередь зависит от времени суток, сезона, солнечной активности, географических координат объекта и координат спутников. Математическое моделирование вариаций ПЭС ионосферы (ВПЭСИ) достаточно сложно и связано с привлечением целого ряда упрощающих допущений, справедливость которых нуждается в обосновании. Отсюда ясна важность экспериментального измерения ВПЭСИ.

С повышением требований к точности измерений с помощью космических навигационных систем будет постоянно возрастать необходимость глобального мониторинга ионосферы.

Методы определения полного электронного содержания ионосферы (ПЭСИ) и его вариации (ВПЭСИ) обладают рядом недостатков, делающим их малопригодными для непрерывного контроля состояния ионосферы. Так метод ионосферного зондирования снизу основан на модельных представлениях о распределении электронной концентрации в ионосфере и нечувствителен к изменениям электронной концентрации, происходящим выше максимума F2-слоя, что может в отдельных случаях приводить к относительным ошибкам в определении ПЭС, превосходящим 100%. Его комбинация с методом зондирования сверху требует аккуратного "сшивания" полученных одновременно профилей электронной концентрации и не обеспечивает непрерывности контроля.

Методы, основанные на измерении спутниковых радиосигна-

лов когерентных частот и разностного эффекта Доплера (используются для этой цели, как правило, ИСЗ с полярными круговыми орбитами) позволяют получать "разрезы" ПЭС по географической широте, но лишь во время полета ИСЗ и только до той высоты, на которой он пролетает.

Метод измерения фарадеевского поворота плоскости поляризации линейно поляризованного радиоизлучения от передатчиков, установленных на геостационарных ИСЗ дает возможность получать непрерывную информацию о ПЭС, однако существенным недостатком его является невозможность его применения на средних и высоких широтах, где геостационарные ИСЗ наблюдаются под низким углом к горизонту. Так, на широте Москвы, если пункт наблюдения и ИСЗ лежат в плоскости одного меридиана, его угол места h составляет величину около 30° . Если долгота пункта наблюдения и геостационарного ИСЗ не совпадают, с их разнесением угол места ИСЗ резко уменьшается и при разнице долгот, например 60° , на той же широте становится меньше 10° . Полученные таким образом данные суммируются на достаточно большом интервале географических широт, что при наличии горизонтальных градиентов электронной концентрации может приводить к большим ошибкам в определении ВПЭСИ.

Перечисленных недостатков лишен радиоастрономический поляризационно-фарадеевский (РАПФ) метод измерения ПЭС ионосферы.

РАПФ метод основан на приеме линейно поляризованного галактического радиоизлучения и позволяет использовать некоторые области небосвода в качестве естественных источников линейно поляризованного радиоизлучения для "просвечивания" ионосферы.

Если ионосферу считать сферически слоистой, то угол поворота плоскости поляризации радиоизлучения

$$\psi = \frac{k}{v^2} \int_0^h NeB \cos \alpha \sec z \, dh$$

где z - угол между направлением на источник и вертикалью на высоте h .

α - угол между направлением магнитного поля и лучем зрения.

Вынося за знак интеграла некоторое среднее значение $\overline{B} = B \cos \alpha \sec z$, получаем

$$\psi = \frac{k}{v^2} \overline{B} N_h,$$

$$N_h = \int_0^h Ne \, dh$$

где N_h - электронное содержание ионосферы до высоты h .

Поскольку в данном случае источник линейно поляризован-

ного радиоизлучения находится далеко за пределами ионосферы, то $h=\infty$ и $\int_0^{\infty} Nedh = N_n$ представляет собой полное электронное содержание ионосферы.

Для измерения фарадеевского поворота плоскости поляризации галактического линейно поляризованного радиоизлучения в ионосфере и последующего вычисления ПЭС необходимо знание заионосферного значения позиционного угла χ_0 , то есть позиционного угла плоскости поляризации радиоизлучения области Галактики, выбранной в качестве эталонной, на входе его в ионосферу. При этом фарадеевский поворот ψ будет равен

$$\psi = \chi - \chi_0$$

где χ - текущее значение измеряемого радиополяриметром позиционного угла плоскости поляризации регистрируемого радиоизлучения. В этом случае получаем

$$N_n = \frac{(\chi - \chi_0)v^2}{kB}$$

При определении χ_0 для ряда исследуемых областей в НИРФИ использовались данные о критических частотах $f_0 F2$, полученные на станции ионосферного зондирования в загородной лаборатории НИРФИ "Зименки". Используя их ПЭС можно записать как

$$N_n = N_{\max} D = 1,24 \cdot 10^{10} (f_0 F2)^2 D,$$

где N_{\max} - электронная концентрация в максимуме слоя F2, $f_0 F2$ выражена в МГц, а эффективная толщина ионосферы D в километрах. Данные об эффективной толщине ионосферы можно получить по измерениям другими методами или с использованием моделей ионосферы.

Строя на графике зависимость N_n , полученную таким образом от измеренных поляризационно-фарадеевским методом в те же моменты времени значений χ для периода, когда $f_0 F2$ существенно меняются, и экстраполируя ее затем до нулевого значения $N_n=0$, получаем

$$\chi(N_n=0) = \chi_0$$

Отметим, что при измерении вариаций полного электронного содержания ΔN_n знания χ_0 не требуется, поскольку в этом случае

$$\Delta N_n = k \frac{\Delta \chi v^2}{B}$$

где $\Delta \chi$ - вариации фарадеевского вращения в ионосфере относительно произвольного угла.

Точность измерений вариаций ΔN_n выше точности определения N_n , т.к. при этом исключается ошибка в определении χ_0 .

Описываемый метод имеет ряд преимуществ перед другими радиофизическими методами измерения вариаций полного электронного содержания ионосферы: обеспечивает непрерывность

измерений и может с успехом применяться в пунктах с произвольными географическими координатами. Метод прост, экономичен и надежен. Возможна полная автоматизация и передача этих данных потребителю.

Разработка имитационных моделей операций облета, стыковки и монтажа ПГ на МКС с помощью малых роботизированных платформ

В.В. Борисов, В.П. Богомолов, С.И. Костин,
В.А. Фролов, И.М. Сидоров

141070, г. Королёв, Московская область, ул. Пионерская, дом 4

В настоящее время по программам, связанным с МКС, имеется ряд проектов и предложений по созданию телеоператоров и роботизированных платформ, работающих совместно со станцией. Такие работы ведутся в США, Европе и Японии, причем некоторые проекты выходят на уровень летных испытаний. В России ведётся проработка проектов инспектора станции, а также автономной платформы многоцелевого назначения "МАКОС", обслуживаемой в условиях космического базирования в ходе периодических стыковок/сближений с МКС. На борту платформы предполагается осуществлять программы микрогравитационных исследований, биомедицинские и биотехнические эксперименты, экспериментальные программы в интересах астрофизики, геофизики, исследования природных ресурсов Земли. На платформе предполагается разместить стерео-ТВ систему и манипулятор, обеспечивающие дистанционное обслуживание рабочей зоны и визуализацию проводимых экспериментов.

Решение задач обслуживания орбитальной станции и полезных грузов предлагается осуществлять специальными роботизированными платформами. Платформа — автономное, относительно малое техническое устройство, фиксируемое непосредственно к полезной нагрузке. Автономная платформа, предназначенная в основном для монтажа полезных грузов, установка которых на станции нежелательна из-за наличия недопустимых возмущающих воздействий.

Платформа представляет собой конструкцию, состоящую из следующих основных блоков:

- комплект пульсирующих реактивных двигателя малой тяги на сжатом воздухе. Двигатели представляют собой электромагнитные клапаны, тяга в которых создается сжатым воздухом, выходящим через сопла;
- следящая оптическая система с маркерами (точечными источниками), установленными вблизи требуемого места стыковки полезного груза;
- шесть акселерометров;
- автоматическая система для стыковки платформы к нагрузке;
- бортовой компьютер;
- приемник навигационной информации.

Система "платформа - полезный груз" выполняет сложное пространственное движение, а при стыковке к станции зависает над зоной монтажа. Двигатели малой тяги используются, для перемещения в пространстве платформы, и, следовательно, нагрузки. Чувствительная к положению оптическая система необходима для получения информации относительно пространственного положения точечных источников, фиксированных к месту стыковки платформы. Акселерометры необходимы для определения ускорений воздействующих на нагрузку. Бортовой компьютер использует специально разработанный алгоритм управления платформы. На основании посту-

g — ускорение свободного падения;

M_q — масса полезной нагрузки;

M_h — масса базового объекта.

Следует отметить, что значение d^2X_s/dt^2 определяется показаниями акселерометра. Обозначим анализируемый интервал $T = n\delta t$, где:

δt — интервал выдачи в бортовой компьютер данных от датчика и акселерометров ($\delta t = 0.1s \div 0.05s$);

n — число точек на интервале ($n = 30 \div 40$).

В начале анализируемого интервала $D_x = U_x = 0$.

В результате интегрирования уравнений (2) ÷ (3) по точкам имеем на каждом шаге интегрирования значения оценок координат ($X_s(n)$, $Z_s(n)$) и оценки скорости ($V_{Xs}(n)$, $V_{Zs}(n)$). Тогда на каждом шаге dt интервала T невязки вычисляются так:

$$\delta x(n) = X_0(n) - X_s(n) \quad (4)$$

$$\delta z(n) = Z(n) - Z_s(n)$$

($Z(n)$ принимается из уравнения (2)).

Полученные значения аппроксимированы параболой с помощью метода наименьших квадратов, и в конце интервала T вычислены приращения координат, скорости (производная параболы) и возмущения внешних сил (вторая производная параболы):

$$\Delta Z = \sum \delta z(n) K_0(n)$$

$$\Delta V_x = \sum \delta x(n) K_1(n) \quad (5)$$

$$\Delta V_z = \sum \delta z(n) K_1(n)$$

$$\Delta F_q = \sum \delta x(n) K_2(n)$$

Где:

$K_0(n)$, $K_1(n)$, $K_2(n)$ - весовые коэффициенты;

F_q - внешние возмущающие силы, действующие на нагрузку.

И, наконец, сглаженные значения координат и скоростей для правой границы интервала T будут следующие;

$$X_q = X_0$$

$$X_h = -(Z_s + \Delta Z) + X_q \quad (6)$$

$$V_{Xq} = V_{Xs} + \Delta V_x$$

$$V_{Xh} = -(V_{Zs} + \Delta V_z) - V_{Xq}$$

3) Расчетные значения (6) позволяют решить краевую задачу установки полезного груза на базовое средство и формировать команды управления для срабатывания соответствующих двигателей (D_x , U_x). Рассмотрим схему решения краевой задачи по оси X . Можно использовать следующее уравнение движения:

$$d^2X/dt^2 = -D_x/M_q \quad (7)$$

Система управления должна реализовать следующую кривую движения (т.е. решение ищется на этой кривой);

$$X=(C_0+C_1 \cdot t) \cdot (t-t_k)^3 \quad (8)$$

Граничные условия:

Для $t = 0$ (левая граница интервала T)

координата $X = X_0$

скорость $V = V_{Xq}$

Для $t = t_k$ (конечная точка процесса)

$X = 0$

$V = 0$

При взятии производных уравнения (8) мы получаем систему уравнений для определения C_0 и C_1 :

$$\begin{aligned} X_0 &= -C_0 \cdot t_k^3 \\ V_{Xq} &= 3 \cdot C_0 \cdot t_k^2 - C_1 \cdot t_k^3 \end{aligned} \quad (9)$$

Из уравнения (7)

$$D_X = -M_q \cdot d^2 X / dt^2 \quad (10)$$

При решении системы (9), в заключение мы имеем:

$$D_X = M_q (12 \cdot X_0 / (t_k - t)^2 + 6 V_{Xq} / (t_k - t)) + F_q \quad (11)$$

На платформе устанавливаются пульсирующие реактивные двигатели неизменяемой мощности (P), вследствие чего необходимо придерживаться следующих правил:

- if $|D_X| < P/2$ then $D_X=0$
- if $D_X \geq P/2$ then $D_X=P$
- if $D_X \leq -P/2$ then $D_X=-P$

Переключение двигателей реализовано по командам от компьютера.

Алгоритм повторяет приведенные процедуры на интервалах времени δt (сдвигая анализируемый интервал T на шаг δt), пока процесс установки не завершится.

Результаты моделирования подтверждают возможность создания устройства с массой приблизительно 50 кг, способного работать с полезной нагрузкой массой до 20.000 кг. Точность сборки около 0.5см.

В настоящее время разработан макет платформы, подвешенной на тросовой связи и работающей в комплексе с подъемным механизмом и способной устанавливать груз весом приблизительно 100кг (тяга двигателей в прототипе — 2.5 N). Действие этой платформы с нагрузкой в различных вариантах сборочно-монтажных работ полностью подтверждает работоспособность и надежность алгоритмов.

По результатам расчетов и натурных испытаний определены требования к техническим характеристикам блоков.

а) Реактивный двигатель:

- диапазон номинальной тяги должен быть между 500 ÷ 600 N.;
- длительность импульса должна быть меньше чем 0.1 секунды;
- запаздывание переключения электромагнитных клапанов около 0.05s.;
- рабочее тело - сжатый воздух.

б) Чувствительная к положению оптическая система:

- система должна определять угловое положение маркеров, когда расстояние между детектором и источником находится в диапазоне от 1 до 100 м;
- угол поля обзора должен быть больше чем 20 градусов;
- точность определения углового положения источника света (во всем диапазоне расстояний) должна быть около 3 угл. мин;
- частота опроса данных от датчиков должна быть от 10 до 20 Гц;
- угловая скорость движения маркеров в пределах поля обзора датчика должна быть меньше чем 3 град/сек.

в) Акселерометр: жестких требований не выявлено.

Важно обратить внимание, что все основные части платформы уже существуют и широко используются в различных областях. Это в свою очередь позволяет значительно уменьшить время и стоимость разработки платформы.

Операции осуществляемые платформами и телеоператорами в окрестности такой сложной пространственной структуры как МКС должны четко планироваться, отрабатываться и контролироваться. В связи с этим на всех этапах возникает необходимость в адекватном графическом отображении ситуационной обстановки на пульте оператора.

При этом должны отображаться:

- станция в целом, обслуживаемый полезный груз, роботизированные платформы;
- контрольные точки траекторий роботизированных платформ, т.е. точки через которые роботизированная платформа должна обязательно пройти;
- траектории роботизированных платформ и полезного груза;
- операции с полезным грузом в рабочей зоне, в т.ч. работа манипуляторов.

Для планирования и отработки операций следует предусмотреть возможность целеуказания контрольных точек траектории по следующим схемам:

- полет роботизированной платформы к обслуживаемому ПГ, возврат на МКС после обслуживания;
- захват полезного груза с помощью роботизированной платформы и его доставка на МКС;
- полет по указанным точкам пространства в окрестности станции с целью инспекции монтажа и демонтажа образцов, зависящая для выполнения технологических экспериментов и ориентации аппаратуры в нужном направлении.

Основная особенность графической модели движения объектов в окрестности станции, помимо развитых средств отрисовки обстановки, заключается в необходимости разработки математической модели движения роботизированной платформы, осуществляющей динамические операции сближения, стыковки, буксировки и монтажа полезной нагрузки. Математическая модель движения роботизированной платформы должна учитывать алгоритмы управления, обеспечивающие безопасное перемещение между заданными точками в окрестности орбитального комплекса и зависание аппарата в ориентированном положении в заданной точке.

Имитационную модель позволяет генерировать ситуационную обстановку в операциях стыковки/расстыковки, перелётов автономных роботизированных платформ в окрестности орбитальной станции. В качестве измеряемых параметров си-

туационной модели используются данные от оптикоэлектронной системы измерения взаимного положения сближающихся объектов. Безошибочная работа алгоритма обеспечивается на дальностях от 0 до 2000м при неопределённости начальных условий по положению до 100м и по скорости до 2 м/с.

Имитационная модель генерации ситуационной обстановки содержит математическую модель движения роботизированных платформ и обеспечивает передачу данных о положении и ориентации платформы (относительно станции) в модальности стереографического отображения. Модель стереографического отображения работает в среде WINDOWS, WINDOWS 95, имеет интерфейс с математической моделью движения роботизированных платформ и обеспечивает вывод изображения с разрешением до 1024×768 пикселей.

По данным от этой модели проводится прорисовка объектов и их траектор в выбранном ракурсе. Графическая модель движения объектов в окрестности станции, как элемент информационной поддержки деятельности оператора, может использоваться на этапе подготовки и планирования операций. Подобная система может быть использована и для оперативного отображения обстановки, однако для этого потребуется учет реального хода выполнения операции, т.е. система должна работать в режиме реального времени и обрабатывать данные по текущей ситуации.

Development of Simulating Models of Fly-Round, Docking and Payload Mounting Operations on International Space Station with Use the Small Robotic Platforms

Borisov V.V.
Bogomolov V.P. (TsNIIMash)
Kostin S.I.
Frolov V.A.
Sidorov I.M.
Kosic J.C.

Pionerskaj 4, Korolev, Moscow Region, 141070, Russia

Problems of small robotic platforms' development are considered in this paper. Such platforms can be permanently based on International Space Station (ISS) and used for inspection of the station, payloads handling and service of autonomous scientific platforms free-flying in the vicinity of the ISS. Autonomous platforms carry equipment, which cannot be installed on ISS due to unexeptable limitations of microgravitation conditions, own external atmosphere and monitoring of the surrounding.

The paper presents control algorithms ensuring implementation of docking/undocking dynamic operations and fly-round in the neighbourhood of orbital station with use of small rocket trusters.

The algorithms use data from optical system which measures mutual location of approaching objects using dot markers.

It is shown that the offered algorithm provides fulfilment of dynamic operations for distances of up to 2000 m with uncertainty of data on initial location conditions of up to 100 m at speed of up to 2 m/s.

For visualization of robotic platforms operations simulation models with stereografic view of the working zone are used. Thus interactive simulating of processes of small satellites service and launch from the station by manipulator is provided.

**Использование подвижности манипуляторов
свободно летающего космического робота в задаче
координатно-метрического управления его угловым движением**

Богомолов В.П. (ЦНИИМАШ)

Рутковский В.Ю. (ИПУ РАН)

Суханов В.М. (ИПУ РАН)

141070, г. Королёв, Московская обл., ул. Пионерская, дом 4

В работе решается задача синтеза оптимальной механической структуры космического робототехнического модуля (КРМ) как объекта автоматического управления, являющегося свободно маневрирующим транспортным средством, удерживающим в схвате манипулятора малый космический объект. В работе рассматривается задача формирования математической модели движения КРМ, отображающей динамику его перемещения под действием сил создаваемых исполнительными органами системы ориентации и приводами манипулятора. Использование подвижности звеньев манипулятора преследует цель улучшения качества управления ориентацией КРМ при действии возмущений от работы маршевого двигателя, возникающих из-за неточного знания положения центра масс системы и ошибок, связанных с величиной и направлением вектора тяги.

**Use of Free-Flying Spase Robot's Manipulators mobility for
Coordinate-Metric Control of it's Angular Movement**

Bogomolov V.P. (TsNIIMash)
Rutkovskiy V.Y. (IPU, RAC)
Sukhanov V.M. (IPU, RAC)

Pionerskaya 4, Korolev, Moscow Region, 141070, Russia

This work solves the task of synthesis of optimal mechanical structure of the Space Robotic Module (SRM) as an object for automatic control. The SRM is a free maneuvering transportation means capable to grasp a small space vehicle. Use of movable manipulator links is needed to improve quality of SRM control under influence of main engine's perturbations due to inaccurate knowledge of the system's center of mass and errors connected with determination of value and direction of the traction vector.