

НАЦІОНАЛЬНЕ
КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО
УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ НАУК
УКРАЇНИ

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ

Журнал засновано в лютому 1995 р. ♦ Виходить 6 разів за рік

київ

Том 13, № 1, 2007

KYIV

ЗМІСТ

Кунцевич В. М., Камелин А. Б., Самойленко Л. И. О долгосрочной программе российско-украинских научных исследований и экспериментов на российском сегменте Международной космической станции

Анфимов Н. А., Лукьянченко В. И., Суворов В. В., Цимбалиuk M. M. Основные итоги завершенных работ по формированию и обеспечению реализации «Долгосрочной программы российско-украинских научных исследований и экспериментов на РС МКС»

Кукушкин В. И., Левенко А. С., Сербин В. В. Выбор оптимальной компоновки воздушно-космического самолета

CONTENTS

- 3 Kuntsevich V. M., Kamelin A. B., Samoilenco L. I. On the long-term program of joint Russian and Ukrainian researches and technological experiments in the Russian segment of the International Space Station
- 11 Anfimov N. A., Lukiaschenko V. I., Suvorov V. V., Tsimbaliuk M. M. The main results of the finished works on the execution of the Long-Term Program of Russian-Ukrainian Research Investigations and Experiments aboard the RS of the ISS
- 15 Kukushkin V. I., Levenko A. S., Serbin V. V. Choosing the optimum configuration of an aerospace plane

- Левенко А. С., Кукушкин В. И., Сичевої А. В. Некоторые аспекты проектирования теплозащиты воздушно-космического самолета с повышением энергетики летательного аппарата*
- Мащенко А. Н., Федякин А. И. Методологические аспекты создания космических ракетных комплексов с учетом требований безопасности*
- Манин А. П. Инвариантно-регуляризированная обработка измерений текущих навигационных параметров КА и ракет-носителей*
- Єпішев В. П., Мотрунич І. І., Клімик В. У. Повернення орбіт геосинхронних об'єктів у площину екватора і ризик зіткнення на геостаціонарній орбіті*
- Епішев В. П., Ісаак І. І., Мотрунич І. І., Наубауэр І. Ф., Новак Э. И. Определение структурных особенностей поверхности ИСЗ*
- Курбасова Г. С., Корсунь А. А., Рыбалова М. Н., Шликарь Г. Н. Солнечно-земные связи по экспериментальным данным об изменениях длительности суток в 1832—2000 гг.*
- Видъяченко А. П., Иванов Ю. С., Мороженко А. В., Неводовский Е. П., Синявский И. И., Сосонкин М. Г. Спектрополяриметр наземного сопровождения космического эксперимента «Планетный мониторинг»*
- Безруких В. В., Котова Г. А., Веригин М. И., Шмилauer Я., Венедиктов Ю. И., Барабанов Н. А. Температура холодных ионов в ночном секторе плазмосферы Земли*
- Мартини Є. В., Данілова В. В. Вплив запорошеної плаズми на певні шари атмосфера зірок дуже малої маси та коричневих карликів*
- К 70-летию со дня рождения доктора технических наук, профессора Виктора Владимировича Овсяникова*
- НАШІ АВТОРИ**
- 29** *Levenko A. S., Kukushkin V. I., Sichevoy A. V. Some aspects of design of the heat-shielding of an aerospace plane with power increase for the flying device*
- 37** *Mashchenko A. N., Fedjakin A. I. Methodological aspects of space rocket complexe construction with consideration for safety requirements*
- 44** *Manin A. P. The invariant-regular processing of measurements of current navigating parameters of space vehicles and rockets-carriers*
- 49** *Epishev V. P., Motrunych I. I., Klimyk V. U. Returning of orbits of geosynchronous objects in the equator plane and hazard of collision on geostationary orbit*
- 54** *Yepishev V. P., Isak I. I., Motrunich I. I., Naubauer I. F., Novak E. J. Determination of structural features of artificial Earth satellite surfaces*
- 60** *Kurbasova G. S., Korsun A. A., Rybalova M. N., Shlikar G. N. Solar-terrestrial connections from experimental data on changes of day duration for 1832—2000*
- 63** *Vid'machenko A. P., Ivanov Yu. S., Morozhenko A. V., Nevodovsky E. P., Syniavskyi I. I., Sosonkin M. G. Spectropolarimeter of ground-based accompanying for the space experiment «Planetary Monitoring»*
- 71** *Bezrukikh V., Kotova G., Verigin M., Smilauer J., Venedik-tov Yu., Barabanov N. Temperature of cold ions in the night-time sector of the Earth's plasmasphere*
- 79** *Martysh Ye. V., Danilova V. V. Dusty plasma influence on some atmospheric layers very low-mass stars and brown dwarfs*
- 83** *70th birthday of Professor V. V. Ovsyanikov*
- 85** **OUR AUTHORS**

В. М. Кунцевич¹, А. Б. Камелин², Л. И. Самойленко¹

¹Інститут космічних досліджень Національної академії наук та Національного космічного агентства України, Київ

²Національне космічне агентство України, Київ

О долгосрочной программе российско-украинских научных исследований и экспериментов на российском сегменте Международной космической станции

Надійшла до редакції 26.10.06

Наведено структуру нової «Довгострокової програми російсько-українських наукових досліджень і експериментів на російському сегменті Міжнародної космічної станції», затверджену обома Сторонами у 2006 році. Дано порівняльний аналіз нової Программи відповідно до Программи формату 2002 року.

Работы по тематике научной программы Международной космической станции (МКС) начались в 1997 г., когда по инициативе Национального космического агентства Украины (НКАУ) и Национальной академии наук Украины (НАНУ) был сформирован Координационный комитет по научным исследованиям и технологическим экспериментам на орбитальных космических станциях. Объявленный Комитетом конкурс показал большую заинтересованность украинских ученых и специалистов в проведении орбитальных исследований и подтвердил высокий потенциал украинской космической науки. Из 250 предложений более чем от 40 украинских организаций было отобрано порядка 100, и на этой основе в 1999 г. была разработана «Программа научных исследований и технологических экспериментов на орбитальных космических комплексах». Из-за отсутствия у Украины возможностей создания в рамках МКС собственного исследовательского модуля было принято целесообразным осуществлять исследования на российском сегменте (РС) МКС с учетом предпочтений российских коллег.

По результатам анализа совместного научно-технического задела и потенциальных возмож-

ностей сотрудничества российской и украинской Сторон была разработана и в феврале 2002 г. Решением Росавиакосмоса и НКАУ утверждена «Долгосрочная программа совместных российско-украинских научных исследований и технологических экспериментов на РС МКС» (табл. 1). Она включала 79 экспериментов (или 51 комплексных эксперимента: комплексные эксперименты «Биолаборатория», «Оранжерея» и «Гелиоэнергетика» объединяют группы экспериментов) по шести приоритетным направлениям орбитальных исследований, представляющих взаимный интерес, с учетом их научной и прикладной значимости, накопленного опыта и имеющихся наработок.

Была сформирована структура управления и научно-технического сопровождения Программы в составе следующих организаций: НКАУ, НАНУ, ИКИ НАНУ — НКАУ и ОАО НПК «Курс» с украинской стороны, Роскосмос, РАН, ЦНИИмаш и РКК «Энергия» — с российской стороны. Было согласовано такое разделение труда: украинская сторона обеспечивает, как правило, методологию эксперимента, создание и наземную отработку научной аппаратуры (НА), российские партнеры интегрируют ее на борт

Таблица 1. Долгосрочная программа совместных российско-украинских научных исследований и технологических экспериментов на российском сегменте МКС (2002 г.)

I КОСМИЧЕСКАЯ БИОЛОГИЯ, БИОТЕХНОЛОГИЯ И МЕДИЦИНА

1. «БИОЛАБОРАТОРИЯ»

- | | | |
|------------------|-------------------------|-------------------|
| 1.1 «Цитоскелет» | 1.7 «Опухоли растений» | 1.13 «Протопласт» |
| 1.2 «Мембрана» | 1.8 «Фрагментация» | 1.14 «Лимфоцит» |
| 1.3 «Нейрон» | 1.9 «Нэтклетки» | 1.15 «Ритм» |
| 1.4 «Вирус» | 1.10 «Иммунитет» | 1.16 «Микрофлора» |
| 1.5 «Область» | 1.11 «Индукция» | |
| 1.6 «Мессенджер» | 1.12 «Биоминерализация» | |

2. «ОРАНЖЕРЕЯ»

- | | | |
|------------------|---------------------|---------------------|
| 2.1 «Семя» | 2.6 «Патоген» | 2.11 «Устойчивость» |
| 2.2 «Крахмал» | 2.7 «Меристема» | 2.12 «Гентранс» |
| 2.3 «Полак» | 2.8 «Полиморфизм» | 2.13 «Сигнал» |
| 2.4 «Фотосинтез» | 2.9 «Орхидея» | |
| 2.5 «Этилен» | 2.10 «Протонема» | |
| 3. «Биосорбент» | 5. «Биомедконтроль» | |
| 4. «Биополимер» | 6. «Ультракосм» | |

II КОСМИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЕ И ТЕХНОЛОГИЯ

- | | | |
|----------------------|-------------------|--------------------|
| 1. «Материал-Трение» | 6. «Пента-Оптика» | 11. «Покрытия» |
| 2. «Трубка» | 7. КПО | 12. «Барокамера» |
| 3. «Пента-Усталость» | 8. «Диагностик» | 13. «Аккумулятор» |
| 4. «Ресурс» | 9. «Ремонт» | 14. «Термоэмиссия» |
| 5. «Индентор» | 10. «Приоритет» | 15. «Опто связь» |

III ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В УСЛОВИЯХ МИКРОГРАВИТАЦИИ

- | | | |
|--------------------|--------------------|---------------------|
| 1. «Пента-Кипение» | 3. «Технология» | 5. «Материал-Пайка» |
| 2. «Морфос» | 4. «Диффузия-Моно» | |

IV ИССЛЕДОВАНИЯ ЗЕМЛИ И БЛИЖНЕГО КОСМОСА

- | | | |
|-----------------------------|-------------------|------------------|
| 1. «Обстановка» | 7. «Блыскавка» | 13. «Управление» |
| 2. «Кольцо» | 8. «Синтез» | 14. «Сближение» |
| 3. «Спектрометр-поляриметр» | 9. «Луч» | 15. «Абляция» |
| 4. «Геофон» | 10. «Инфрамон» | 16. «Аэрос» |
| 5. «Простир» | 11. «Диагностика» | 17. «Трабант» |
| 6. «Градиент» | 12. «Поверхня» | |

V АСТРОФИЗИКА И ВНЕАТМОСФЕРНАЯ АСТРОНОМИЯ

- | | | |
|----------|----------|--------------|
| 1. СОТ | 3. УФРАС | 5. «Диаметр» |
| 2. СОЯ-М | 4. СОИН | |

VI КОСМИЧЕСКАЯ ГЕЛИОЭНЕРГЕТИКА

- | | | |
|----------------------|---------------|--|
| 1. «ГЕЛИОЭНЕРГЕТИКА» | | |
| 1.1. «Фотоэлемент» | 1.2. «Трос» | |
| 2. «Энергомодуль» | 3. «Комплекс» | |

Таблица 2. Эксперименты первой и второй очереди

№ п/п	Шифр	Название	Основные исполнители с украинской стороны
I очередь			
1	«Материал-Трение» (2)	Исследование характеристик трения и изнашивания материалов	СКТБ ФТИНТ НАНУ, ИПМ НАНУ
2	«Трубка» (2)	Разработка и исследование параметров тепловых труб	ИПМ НАНУ
3	«Биополимер» (1)	Разработка методов получения материалов, стойких к биокоррозии	ИУН АМНУ
4	«Обстановка» (4)	Разработка и создание бортовой системы сбора данных об электромагнитной обстановке вокруг МКС	ЛЦ ИКИ НАНУ — НКАУ
5	«Биосорбент» (1)	Создание и использование в условиях космоса углеродных сорбентов	ИСПЭ НАНУ
6	ПМ-СП (4)	Мониторинг планет и Земли с борта МКС	ГАО НАНУ
7	«Морфос» (3)	Выращивание кристаллов в условиях микрогравитации	ИМФ НАНУ
8	«Пента-Усталость» (2)	Исследование влияния факторов космического пространства на свойства космических материалов	СКТБ ФТИНТ НАНУ
9	«Пента-Кипение» (3)	Исследование влияния микрогравитации на кипение жидкого гелия	СКТБ ФТИНТ НАНУ
10	КПО (2)	Разработка конструкций преобразуемого объема и технологии их изготовления	ИЭС НАНУ
11	«Технология» (3)	Разработка основ получения полупроводниковых и композитных материалов в условиях космоса	ИЭС НАНУ
12	«Биолаборатория» (1)	Исследование биологических эффектов микрогравитации	ИБ НАНУ
II очередь			
13	«Биомедконтроль» (1)	Разработка методики и аппаратуры для биомедконтроля	ИБХ НАНУ
14	«Ресурс» (2)	Исследование деградации материалов и конструкций под воздействием ФКП	ИПМ НАНУ
15	«Приоритет» (2)	Разработка космических технологий получения новых материалов	ИПМ НАНУ
16	«Покрытия» (2)	Разработка оборудования и технологии нанесения покрытий для микроэлектроники	ИЭС НАНУ
17	«Ремонт» (2)	Разработка материалов и технологических процессов для ремонтных работ в космосе с применением металлических расплавов	ИЭС НАНУ
18	«Барокамера» (2)	Создание универсального научно-исследовательского комплекса на МКС	ИЭС НАНУ
19	«Диффузия-Моно» (3)	Микроскопические механизмы диффузии в расплавах в условиях микрогравитации	ИПМ НАНУ
20	«Материал-Пайка» (3)	Исследования капиллярных свойств металлических расплавов и пайки неметаллических материалов в условиях микрогравитации	ИПМ НАНУ
21	«Инфрамон» (4)	Инфракрасный мониторинг атмосферы Земли и околоземного пространства	ГАО НАНУ
22	«Поверхня» (4)	Дистанционное зондирование поверхности и приповерхностных участков Земли	НЦАКИЗ ИГН НАНУ
23	«Кольцо» (4)	Измерения электромагнитных флуктуаций в ионосфере Земли	СПКБ «Дискрет», ИКИ НАНУ — НКАУ
24	«Сближение» (4)	Прогнозирование столкновений с орбитальными обломками	МЦ «ИПО» НАНУ
25	СОЯ-М (5)	Исследования солнечных осцилляций яркости	КрАО
26	«Диаметр» (5)	Создание адекватной модели внутреннего строения и измерения диаметра Солнца	АО КНУ
27	«Гелиоэнергетика» — «Трос» (6)	Изучение свойств кабеля-троса; изучение динамики системы КА — кабель-трос — КА	ИТМ НАНУ — НКАУ
28	«Гелиоэнергетика» — «Фотоэлемент» (6)	Изучение процессов преобразования солнечной энергии в электрическую на основе перспективных фотоэлементов	НИИ «Энергетика» ДНУ, ИТМ НАНУ — НКАУ

МКС, предоставляют бортовые ресурсы и осуществляют проведение эксперимента.

Усилиями российских и украинских специалистов была определена оптимальная кооперация соисполнителей по космическим экспериментам (КЭ), наложен порядок взаимодействия между Сторонами, определен состав и структура организационных и научно-технических документов, необходимых для подготовки и реализации КЭ. В соответствии с выделяемым финансовым обеспечением начался этап наземной подготовки и отработки орбитальных экспериментов. Обеими Сторонами была проведена большая работа по формированию технических заданий (ТЗ) и программ экспериментов, их методическому обеспечению, выполнению аван- и эскизных проектов и разработке конструкторской документации для создания научной аппаратуры, изготовлению для ряда экспериментов ее макетов и полетных образцов. В ходе выполнения работ проводились рабочие встречи, семинары, совещания в рамках кооперации исполнителей, а также на уровне Роскосмос — РАН и НКАУ — НАНУ.

Исходя из результатов проведенных экспертиз, степени подготовленности, наличия согласованных между Сторонами документов, была определена очередность проведения экспериментов по срокам реализации на этапе развертывания инфраструктуры МКС и на начальной стадии ее эксплуатации. В состав первой очереди вошли 12 КЭ, в состав второй — 16 (табл. 2). (В колонке «шифр» цифрами в скобках пронумерованы разделы Программы).

В настоящее время практически по всем экспериментам первой очереди согласованы с российской Стороной или находятся в завершающей стадии согласования технические задания на КЭ с учетом замечаний РКК «Энергия» по их технической реализуемости в смысле привязки к ресурсным возможностям МКС и соображений безопасности. ОАО НПК «Курс» в начале 2005 г. представил в РКК «Энергия» для рассмотрения и согласования ТЗ на разработку научной аппаратуры для ряда КЭ первой очереди, а также проекты Соглашений между Сторонами по их реализации на РС МКС. Национальное космическое агентство Украины выделяет финансирование на подготовку КЭ первой очереди и эти работы в определенном темпе ведут-

ся. ИКИ НАНУ — НКАУ находится в постоянных контактах с украинскими организациями-постановщиками экспериментов, ОАО НПК «Курс», Координационным научно-техническим советом Роскосмоса, проводится необходимая координационная работа, обеспечивается согласование текущих вопросов.

Для оперативной оценки состояния дел и улучшения информационного обеспечения подготовки КЭ были разработаны анкета (опросный лист) для организаций-постановщиков экспериментов и типовой паспорт эксперимента.

Анкета о состоянии подготовки КЭ включает такие вопросы:

1. Общая характеристика степени подготовленности эксперимента.
2. Состояние работ по согласованию ТЗ и программы КЭ с российскими партнерами.
3. Наличие организационных и научно-технических документов, утвержденных компетентными инстанциями украинской и российской Сторон.
4. Финансовое обеспечение исследований по КЭ в настоящее время.
5. Обстоятельства, усложняющие процесс подготовки КЭ, и пути их устранения.
6. Предложения относительно порядка реализации КЭ.
7. Планируемые сроки готовности КЭ к постановке на МКС.

Паспорт КЭ содержит достаточно полную информацию о ходе подготовки КЭ. В табл. 3 в качестве иллюстрации приведен паспорт КЭ «Кольцо-Р».

Типовой паспорт КЭ включает шифр и содержательное название эксперимента, указываются основные исполнители с украинской и российской Сторон, в позициях — ТЗ на КЭ, Заключение о технической реализуемости, ТЗ на НА, Программа КЭ, Соглашение, символами «+» или «—» может быть отмечено наличие соответствующих документов, согласованных Сторонами, приводится информация о финансировании работ, в столбец «Примечание» выносятся сведения, конкретизирующие положение дел, и предложения исполнителей.

В результате контактов с украинскими организациями-постановщиками от них была получена информация о подготовке КЭ по состоянию на май 2006 г., и на этой основе сформирован

Таблица 3. Паспорт КЭ «Кольцо-Р»

1	Шифр КЭ		«Кольцо-Р»
2	Название		Измерения электромагнитных флуктуаций в ионосфере Земли
3	Организации-постановщики		Украина: СПКБ «Дискрет» МОНУ — прибор «Регион»; Блок датчиков ионов, блок измерения времени; ИКИ НАНУ — НКАУ — корректировка программы КЭ, программное обеспечение для обработки полученных с борта МКС данных на НА «Эмил-2» Россия: ИЦ им. Келдыша, ИКИ РАН, ИЗМИРАН, РКК «Энергия», ФГУП ЦНИИмаш
4	ТЗ на КЭ	Утверждение украинской Стороной	ТЗ на КЭ утверждено украинской Стороной, один оригинал находится в НКАУ
5		Утверждение российской Стороной	ТЗ на КЭ утверждено российской Стороной, один оригинал находится в РКК «Энергия»
6	Заключение о технической реализуемости		Получено заключение о технической реализуемости КЭ, оригинал находится в НКАУ
7	ТЗ на НА	Утверждение украинской Стороной	ТЗ на прибор «Регион» и программное обеспечение утверждено как с украинской, так и с российской Сторонами
8		Утверждение российской Стороной	ТЗ на изготавляемые и поставляемые приборы в стадии утверждения российской Стороной
9	Программа КЭ	Утверждение украинской Стороной	Программа КЭ из-за изменений и дополнений, предложенных в 2004—2005 гг. ЦНИИмаш и ИКИ НАНУ — НКАУ, находится в стадии согласования и утверждения в РКК «Энергия»
10		Утверждение российской Стороной	
11	Соглашение	Утверждение украинской Стороной	Соглашение принято на совместном совещании Росавиакосмоса и НКАУ 14.02.2002
12		Утверждение российской Стороной	
13	Полученное финансирование (сумма)	Украинской Стороной	
14		Российской Стороной	
15	Примечание (замечания и предложения организаций-постановщиков)		

соответствующий банк данных на КЭ первой и второй очереди. Оценивая в целом состояние подготовки КЭ, следует отметить, что практически все организации-постановщики испытывают трудности, связанные с финансовым и материально-техническим обеспечением. В настоящее время в сложном финансовом положении находится СКТБ ФТИНТ НАНУ (КЭ первой очереди «Материал-Трение», «Пента-Усталость»), а также СПКБ «Дискрет» (КЭ «Кольцо-Р»). Для улучшения подготовки КЭ необходимы дополнительные усилия в направлении финансовой и материально-технической поддержки работ.

Проведение совместных научно-прикладных исследований на РС МКС является одним из приоритетных направлений российско-украинского взаимодействия в космической сфере. Они

входят в новую «Программу сотрудничества между Российской Федерацией и Украиной в области исследования и использования космического пространства в мирных целях на 2007—2011 гг.». Их приоритетность зафиксирована в документах по результатам последних встреч руководителей космических отраслей РФ и Украины в августе 2005 г., феврале и октябре 2006 г. Так, в Протоколе по результатам встречи от 27 февраля 2006 г. в качестве приоритетных были отмечены следующие девять КЭ:

«Обстановка-1»	«Трубка»
«Материал-Трение»	«Биополимер»
«Биосорбент»	«Морфос»
«Пента-Усталость»	«ПМ-СП»
«Биолаборатория-М»	

Таблица 4. Долгосрочная программа российско-украинских научных исследований и экспериментов на российском сегменте МКС (2006 г.)

I КОСМИЧЕСКАЯ БИОЛОГИЯ, БИОТЕХНОЛОГИЯ И МЕДИЦИНА

1. «БИОЛАБОРАТОРИЯ-М»

- | | | |
|-------------------------|--------------------------|--------------------|
| 1.1. «Цитоскелет» | 1.7. «Фрагментация» | 1.13. «Лимфоцит» |
| 1.2. «Мембрана» | 1.8. «Нэтклетки» | 1.14. «Ритм» |
| 1.3. «Нейрон» | 1.9. «Иммунитет» | 1.15. «Микрофлора» |
| 1.4. «Вирус» | 1.10. «Индукция» | 1.16. «Сигнал» |
| 1.5. «Область» | 1.11. «Биоминерализация» | |
| 1.6. «Опухоли растений» | 1.12. «Протопласт» | |

2. «ОРАНЖЕРЕЯ»

- | | | |
|-------------------|--------------------|----------------------|
| 2.1. «Семя» | 2.5. «Этилен» | 2.9. «Орхидея» |
| 2.2. «Крахмал» | 2.6. «Патоген» | 2.10. «Протонема» |
| 2.3. «Полак» | 2.7. «Меристема» | 2.11. «Устойчивость» |
| 2.4. «Фотосинтез» | 2.8. «Полиморфизм» | 2.12. «Гентранс» |
| 3. «Биосорбент» | 4. «Биополимер» | 5. «Ультракосм» |

II КОСМИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЕ И ТЕХНОЛОГИИ

- | | | |
|----------------------|-------------------|--------------------|
| 1. «Материал-Трение» | 6. «Пента-оптика» | 11. «Покрытия» |
| 2. «Трубка» | 7. «Приоритет» | 12. «Барокамера» |
| 3. «Пента-Усталость» | 8. КПО | 13. «Аккумулятор» |
| 4. «Ресурс» | 9. «Диагностик» | 14. «Термоэмиссия» |
| 5. «Индетор» | 10. «Ремонт» | 15. «Опто связь» |

III ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В УСЛОВИЯХ МИКРОГРАВИТАЦИИ

- | | |
|-----------------|---------------------------|
| 1. «Морфос-В» | 3. «Криокомплекс-Кипение» |
| 2. «Технология» | 4. «Материал-Пайка» |

IV ИССЛЕДОВАНИЯ ЗЕМЛИ И БЛИЖНЕГО КОСМОСА

- | | | |
|-----------------|---------------------------|------------------|
| 1. «Обстановка» | 6. «Луч» | 10. «Управление» |
| 2. «Геофон» | 7. «Инфрамон» | 11. «Кольцо-Р» |
| 3. «Простир» | 8. «Планетный мониторинг | 12. «Трабант» |
| 4. «Блыскавка» | — Спектрометр-полариметр» | |
| 5. «Синтез» | 9. «Поверхня» | |

V АСТРОФИЗИКА И ВНЕАТМОСФЕРНАЯ АСТРОНОМИЯ

- | | | |
|------------------|----------|---------|
| 1. «Астрометрия» | 2. УФРАС | 3. СОИН |
|------------------|----------|---------|

VI КОСМИЧЕСКАЯ ГЕЛИОЭНЕРГЕТИКА

- | | |
|----------------------|-------------|
| 1. «ГЕЛИОЭНЕРГЕТИКА» | |
| 1.1. «Фотоэлемент» | 1.2. «Трос» |
| 2. «Комплекс» | |

Там же рекомендовано российским организациям выдать окончательные замечания по ТЗ на НА и проектам Соглашений, представленным украинской Стороной. Кроме того, была отмечена необходимость активизации работ по подготовке новой редакции «Долгосрочной программы российско-украинских научных исследований и экспериментов на РС МКС». ИКИ НАНУ — НКАУ и ФГУП ЦНИИМаш во взаимодействии с НАНУ и РАН было поручено провести уточнение и корректировку «Долгосрочной программы» и подготовить ее уточненную редакцию. Целью такой корректировки является учет приоритетов настоящего времени и результатов уже выполненных исследований, совершенствование координации, а также увязка работ с кадровыми, материально-техническими и финансовыми возможностями Сторон.

Исходя из этих позиций и на основе анализа текущего состояния дел, НКАУ, ИКИ НАНУ — НКАУ и ОАО НПК «Курс» подготовили проект новой редакции «Долгосрочной программы», который был передан российским коллегам. КНТС Роскосмоса представил этот проект в РАН и на ведущие профильные предприятия космической промышленности России для обсуждения и согласования. После проработки проекта российской Стороной мы получили Предложения РАН, а также редакцию «Долгосрочной программы», в которой интегрированы все замечания и предложения российской Стороны. После дополнительного согласования с украинскими организациями-постановщиками предложенных российскими партнерами изменений уточненная по состоянию на май 2006 г. редакция «Долгосрочной программы» была передана в КНТС Роскосмоса для подписания и утверждения.

Чем отличается Программа редакции 2006 г. от Программы формата 2002 г.? По мнению российских и украинских специалистов, новая версия Долгосрочной программы, как и предыдущая, включает актуальные эксперименты, реализация которых позволит изучать влияние микрогравитации на фундаментальные процессы в научном и технологическом аспектах, что будет способствовать получению новых знаний и развитию передовых технологий. Как и в предыдущей Программе-2002, эксперименты структурированы по шести приоритетным направлениям (табл. 4).

Программа-2006 включает 68 экспериментов (41 комплексный эксперимент). Следует отметить, что она понесла потери по сравнению с Программой формата 2002 г. В рамках структурных изменений из прежней Программы в силу причин организационного, финансового или кадрового характера исключены следующие эксперименты:

- «Биомедконтроль» (Институт биохимии НАНУ),
- «Сближение» (Международный центр «Институт прикладной оптики» НАНУ),
- «Диффузия-Моно» (Институт проблем материаловедения НАНУ),
- «Диагностика» (Институт технической механики НАНУ — НКАУ),
- «Аэрос» (Институт технической механики НАНУ — НКАУ),
- «Энергомодуль» (Институт технической механики НАНУ — НКАУ),
- «Диаметр» (Астрономическая обсерватория КНУ им. Тараса Шевченко),
- СОТ (Главная астрономическая обсерватория НАНУ),
- СОЯ-М (Крымская астрофизическая обсерватория),
- «Градиент» (Институт геологии НАНУ),
- «Абляция» (Национальный научный центр Харьковского физико-технического института).

В Программу включен новый эксперимент «Аstromетрия», посвященный координатно-фотометрическим измерениям диска Солнца (соисполнители ГАО РАН и ГАО НАНУ).

Изменения коснулись также кооперации исполнителей, которая по 48 экспериментам расширена, в основном, за счет организаций российской Стороны. Это следующие эксперименты:

«Биолаборатория-М», «Оранжерея», «Биополимер» из биологического раздела Программы, «Материал-Трение», «Пента-Усталость», «Ресурс», «Индентор», «Пента-Оптика», «Приоритет», «Ремонт», «Покрытия», «Термоэмиссия» из раздела «Космические материалы и технологии», «Морфос-В», «Технология», «Материал-Пайка» из раздела «Физико-химические процессы в условиях микрогравитации», «Геофон», «Синтез», «Инфрамон», «Управление», «Кольцо-Р» из раздела «Исследование Земли и ближнего кос-

моса». Кооперация соисполнителей расширена за счет включения в их число организаций, имеющих опыт проведения экспериментов рассматриваемого класса и высококвалифицированных специалистов, а также в ряде случаев — потенциальных потребителей ожидаемых результатов.

В новой версии Программы по некоторым экспериментам имеются особые определения в смысле требований биомедицинской этики, которая определяет степень безопасности экипажа МКС при проведении экспериментов. Это, в частности, эксперименты «Индукция» и «Микрофлора» из биологического раздела Программы.

По некоторым КЭ уточнены шифры:

было	стало
«Биолаборатория»	«Биолаборатория-М»
«Кальций-Цитоскелет»	«Цитоскелет»
«Сигнал (Шапероны)»	«Сигнал»
«Нейрон (Липосомы)»	«Нейрон»
«Морфос»	«Морфос-В»
«Пента-Кипение»	«Криокомплекс-Кипение»
«Кольцо»	«Кольцо-Р»

Для активизации работ по подготовке и последующей реализации космических экспериментов российская Сторона, которая несет значительные затраты по созданию и обеспечению Международной космической станции, при формировании уточненной редакции Программы предложила включить в российскую «Долгосрочную программу научно-прикладных исследований и экспериментов, планируемых на российском сегменте МКС» следующие первоочередные наиболее подготовленные эксперименты: «Цитоскелет», «Мембрана», «Вирус», «Област», «Сигнал», «Биосорбент», «Биополимер», «Материал-Трение», «Трубка», «Пента-Усталость», «Морфос-В», «Криокомплекс-Кипение». В настоящее время статус «российский эксперимент с участием Украины» имеют такие эксперименты: «Обстановка-1», «Планетный мониторинг — Спектрометр-поляриметр», «Астрометрия», «Кольцо-Р».

В последней редакции Программы есть ряд изменений по составу аппаратуры для проведе-

ния экспериментов. Так КЭ «Сигнал» предполагается проводить на украинской установке «Биолаборатория-М», комплексный эксперимент «Оранжерея» на российской установке «Лада» или «Лада-Матрикс», есть предложения по составу оборудования для КЭ «Криокомплекс-Кипение». Имеются в Программе также некоторые другие изменения, например, изменения этапности проведения эксперимента, что связано с развитием инфраструктуры МКС.

Реализация «Долгосрочной программы российско-украинских научных исследований и экспериментов на российском сегменте МКС» позволит:

- разработать уникальные высокоэффективные технологии в области материаловедения, космической биотехнологии и медицины;
- отработать новые методы ДЗЗ и экологического мониторинга;
- получить фундаментальные результаты в области внеатмосферной астрономии, физики космического пространства и космических лучей;
- снизить риск полетов на орбитальных пилотированных станциях;
- уменьшить затраты на наземную экспериментальную отработку новых космических систем и технологий;
- расширить сферу коммерческого использования орбитальных пилотируемых комплексов.

В целом Программа-2006 является достаточно сбалансированной, ее выполнение будет способствовать получению значительных научных и прикладных результатов.

ON THE LONG-TERM PROGRAM OF JOINT RUSSIAN AND UKRAINIAN RESEARCHES AND TECHNOLOGICAL EXPERIMENTS IN THE RUSSIAN SEGMENT OF THE INTERNATIONAL SPACE STATION

V. M. Kuntsevich, A. B. Kamelin, L. I. Samoilenco

The structure of the new Long-Term Program of Joint Russian and Ukrainian Researches and Technological Experiments in the Russian Segment of the International Space Station authorized by both Parties in 2006 is described. The comparative analysis of the Program in relation to the Program of the format of 2002 is performed.

Н. А. Анфимов, В. И. Лукьянченко, В. В. Суворов, М. М. Цимбалюк

Центральний науково-дослідний інститут машинобудування, м. Корольов, Московська область, Росія
svv@mcc.rsa.ru

Основные итоги завершенных работ по формированию и обеспечению реализации «Долгосрочной программы российско-украинских научных исследований и экспериментов на РС МКС»

Надійшла до редакції 26.10.06

Викладено стан робіт, проведених російською Стороною з підготовки нової редакції «Довгострокової програми російсько-українських наукових досліджень та експериментів на РС МКС». Узагальнено зауваження російських організацій щодо оцінки значимості космічних експериментів, складу наукового устаткування для їхнього проведення на орбіті, формування оптимальної кооперації організацій-співвиконавців.

В соответствии с Решением Федерального космического агентства России и Национального космического агентства Украины по вопросам развития сотрудничества в космической области (г. Москва, 17 августа 2005 г.), а также Протоколом заседания Подкомиссии по вопросам сотрудничества в области космической промышленности в рамках Комитета по вопросам экономического сотрудничества российско-украинской Межгосударственной комиссии (г. Москва, 27 февраля 2006 г.), в ЦНИИмаш совместно с организациями Российской академии наук (РАН) ведутся работы по уточнению и согласованию перечня космических экспериментов, состава привлекаемой кооперации, сроков реализации исследований с целью подготовки к утверждению руководителями агентств новой редакции «Долгосрочной программы российско-украинских научных исследований и экспериментов на РС МКС».

Соответствующие разделы Программы были направлены для рассмотрения в ряд организа-

ций РАН (ГАО РАН, ИНАСАН, ИЗМИРАН, ИКИ РАН, ГНЦ РФ ИМБП РАН, ИОФАН, ИПМех РАН, ИРЭ РАН, ИФА РАН, ИФТТ РАН, НИЦ КМ ИК РАН), а также в НИИ прикладной механики и электродинамики МАИ и МГУ им. М. В. Ломоносова. Кроме того, отдельные разделы Программы, технические задания на создание научной аппаратуры по первоочередным экспериментам, а также проекты «Соглашений Федерального космического агентства России и Национального космического агентства Украины о порядке реализации совместных первоочередных космических экспериментов на РС МКС» были направлены головным организациям КНТС Роскосмоса по 11 научным направлениям (в том числе и в РКК «Энергия» им. С. П. Королева).

Были проведены рабочие совещания представителей российской и украинской Сторон по подготовке и реализации КЭ первой очереди «Материал-Трение» и «Трубка» (Протоколы от 06.10.2005 г.). В части КЭ «Материал-Трение»

Стороны договорились внести следующие изменения:

- исключить из «Долгосрочной программы» эксперимент «Пента-Трибос»;
- дополнить список исполнителей от российской Стороны следующими организациями: ИПМех РАН, НПО им. С. А. Лавочкина, ОАО «Композит», а от украинской Стороны организациями: ОАО НПК «Курс», ГНПП «Спецавтоматика»;
- уточнить перечень научной аппаратуры по КЭ;
- уточнить раздел «Ожидаемые результаты» в соответствии с техническим заданием на космический эксперимент (КЭ);
- уточнить раздел «Области применения»;
- доработать общую часть раздела «Космические материаловедение и технологии»;
- доработать титульные листы ТЗ на научную аппаратуру «Трение» в части согласующих подписей от украинской и белорусской Сторон.

В связи с предложениями ведущих специалистов российской и украинской Сторон о включении некоторых первоочередных наиболее подготовленных КЭ в российскую «Долгосрочную программу исследований и экспериментов, планируемых на РС МКС» с участием Украины (Протокол совещания от 07.09.2005 г.) следует отметить, что подобная практика уже используется при подготовке КЭ «Обстановка-1» и «Планетный мониторинг — Спектрометр-полариметр». Такая практика апробирована, в частности, в рамках российского эксперимента «Плазменный кристалл» с участием ученых и специалистов Германии. Фундаментальные результаты, полученные в ходе исследований сильно неидеальной плазмы, получили международное признание, а их авторы отмечены престижными международными премиями.

Включение ряда совместных КЭ из «Долгосрочной программы российско-украинских научных исследований и экспериментов на РС МКС» в российскую «Долгосрочную программу исследований и экспериментов, планируемых на РС МКС» будет способствовать ускорению их реализации при широком участии Украины в предполагаемых исследованиях.

В части КЭ «Трубка» Стороны согласились изменить название летных экспериментальных

установок (ЛЭУ), присвоив шифр ЛЭУ-ТТ1 для установки исследования тепловых труб (ТТ) вне гермоотсека (разработка России) и ЛЭУ-ТТ2 для установки испытаний ТТ в гермоотсеке (разработка Украины). В Заключении на этот эксперимент, представленном ИЦ им. М. В. Келдыша (секция № 10 КНТС Роскосмоса), отмечается, что предполагаемые исследования тепловых труб представляют большой научный и практический интерес. Подготовленные материалы содержат детально проработанное Техническое задание, включающее этапы изготовления НА и ее подготовки к проведению КЭ, в том числе лабораторно-отработочные, конструкторско-доводочные и приемо-сдаточные испытания.

В соответствии с решением КНТС Роскосмоса от 22 июня 2005 г. в целях ускорения практической реализации КЭ «Астрометрия» и снижения бюджетных затрат на его выполнение Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория (ГАО) РАН предложила привлечь к подготовке и реализации этого эксперимента украинских ученых. На Главную астрономическую обсерваторию Национальной академии наук Украины (ГАО НАНУ) в этом проекте возложена роль головной организации по работам украинской Стороны. ГАО НАНУ заинтересована в исследовании рядов наблюдений тонкой структуры солнечной фотосферы с высокими пространственным и временным разрешением, которые планируется получить при реализации проекта «Астрометрия» на РС МКС. При этом украинской Стороной предложено исключить из «Долгосрочной программы» российско-украинских научных исследований и экспериментов на РС МКС эксперименты: СОТ (Солнечно-ориентированный телескоп), СОЯ-М (Солнечные осцилляции яркости), «Диаметр» (Измерение диаметра Солнца). Украинские ученые и специалисты будут проводить совместные исследования в рамках проекта «Астрометрия», принимая долевое участие в разработке требуемой научной аппаратуры.

Совместные проработки российских и украинских ученых и специалистов по проекту «Астрометрия» продемонстрировали возможность проведения конкретных совместных исследований, направленных на достижение максимальной целевой эффективности «Долгосрочной программы...» и могут служить эталоном творческого

Завершенные работы по уточнению новой редакции «Долгосрочной программы»

№	Направление исследований	Предложения российской Стороны	Предложения украинской Стороны
1	Космическая биология, биотехнология и медицина	Рекомендованы в качестве соисполнителей КЭ «Биополимер»: 1) ГНЦ РФ ИМБП РАН; 2) ЦНИИмаш; 3) МГУ им. М. В. Ломоносова. Предложено использовать имеющиеся на борту НА и обеспечивающее оборудование («Лада», «Лада-Матрикс» и др.)	Предложения российской стороны приняты. Исключены КЭ «Мессенджер» и «Биомедконтроль»
2	Космические материаловедение и технологии. Физико-химические процессы в условиях микрогравитации	1. Поддержать проекты: «Приоритет», «Технология», «Криокомплекс-Кипение», «Ресурс», «Индентор», «Пента-Усталость», «Покрытие», «Материал-Пайка». Расширить состав кооперации российской Стороны	Предложения приняты. Проведена доработка КЭ «Морфос-В», в Совет по космосу РАН и ЦНИИмаш направлены соответствующие научно-технические обоснования. Заседание КНТС Роскосмоса от 26.06.06 рекомендовало представить «Долгосрочную программу» в РАН
3	Исследования Земли и ближнего космоса	ГАИШ МГУ им. М. В. Ломоносова и другие организации России подтвердили свою заинтересованность в некоторых КЭ	Предложено исключить из программы КЭ: «Аэрос», «Диагностика», «Каталог-Сближение», «Аблация», «Градиент»
4	Астрофизика и внеатмосферная астрономия	Предложено участие Украины в российском КЭ «Астрометрия»	Украинская Сторона предлагает исключить из программы три КЭ: СОТ, СОЯ-М, «Диаметр» и принять участие в КЭ «Астрометрия», а также в разработке соответствующей НА
5	Космическая гелиоэнергетика	Представляет интерес КЭ «Трос» и ряд других экспериментов	Интересы российской Стороны учтены в уточненном варианте программы. Реструктурирован раздел по энергетике. Исключен КЭ «Энергомодуль»

подхода для других исследовательских коллективов, в частности исследовательских групп, работающих над обеспечением реализации первоочередных экспериментов.

После проработки проекта новой редакции «Долгосрочной программы российско-украинских научных исследований и экспериментов на РС МКС» ряд ведущих профильных организаций российской Стороны представили свои заключения с оценкой актуальности и значимости экспериментов. Так, в Заключении ИКИ РАН выражается поддержка ряда бортовых и наземных экспериментов, предусмотренных «Долгосрочной программой...». В Заключениях ИЗМИРАН и ИФА РАН критические замечания отсутствуют. ГНЦ РФ ИМБП РАН и МГУ им. М. В. Ломоносова после рассмотрения материалов проекта новой редакции «Долгосрочной программы...» и ТЗ на проведение совместного российско-украинского КЭ «Биополимер» считают возможным принять участие в данном экспе-

рименте в кооперации с РКК «Энергия» и ФГУП ЦНИИмаш.

В процессе уточнения «Долгосрочной программы» была принята ориентация на максимальное использование имеющейся на борту (или разрабатываемой) научной аппаратуры. В частности, рекомендовано проведение совместных биологических экспериментов с использованием оранжерей «Лада» и «Лада-Матрикс» российской разработки. Обоснована целесообразность максимального использования находящегося на борту РС МКС вспомогательного и обеспечивающего оборудования (транспортных контейнеров, термостатов, холодильников и других устройств). При этом не исключается участие Украины в разработке более совершенной научной аппаратуры и обеспечивающего оборудования.

Российские эксперты поддерживают решение украинской Стороны о реструктуризации комплексного космического эксперимента «Гелиоэнергетика».

В соответствии с результатами обсуждения российской Стороной КЭ «Морфос», украинскими учеными была проведена доработка этого проекта, соответствующие обоснования представлены в Совет по космосу Российской академии наук и ЦНИИмаш.

Сводные итоги завершенных работ по подготовке и уточнению новой редакции «Долгосрочной программы» совместных исследований на РС МКС иллюстрирует таблица.

Вопрос об окончательном оформлении откорректированной «Долгосрочной программы...» был вынесен на КНТС Роскосмоса, который в своем решении от 26.06.2006г. рекомендовал представить программу для подписания в РАН. По состоянию на сентябрь 2006 г. проект «Долгосрочной программы российско-украинских научных исследований и экспериментов на РС МКС» утвержден Председателем и заместителем Председателя Совета по космосу РАН, а также Председателем КНТС Роскосмоса.

Основными этапами дальнейших работ (в соответствии с Протоколом заседания Подкомиссии по вопросам сотрудничества в области космической промышленности в рамках Комитета по вопросам экономического сотрудничества Российской-Украинской межгосударственной комиссии) являются:

- завершение подготовки Программы к подписанию руководителями агентств;
- согласование и утверждение «Положения о порядке реализации «Долгосрочной программы российско-украинских научных исследо-

- ваний и экспериментов на РС МКС»;
- выдача окончательных замечаний и предложений по представленным украинской Стороной ТЗ на НА космических экспериментов первой очереди и проектам Соглашений (Решений) по проведению указанных экспериментов;
- согласование ТЗ на НА.

В настоящее время завершается работа по сбору предложений от профильных организаций по совершенствованию перечисленных документов с целью их подготовки к согласованию и утверждению российской и украинской Сторонами.

В целом имеются все основания для завершения работ по указанным направлениям до конца 2006 г.

THE MAIN RESULTS OF THE FINISHED WORKS ON THE EXECUTION OF THE LONG-TERM PROGRAM OF RUSSIAN-UKRAINIAN RESEARCH INVESTIGATIONS AND EXPERIMENTS ABOARD THE RS OF THE ISS

*N. A. Anfimov, V. I. Lukiaschenko, V. V. Suvorov,
M. M. Tsimbaluk*

We present some results of a new version of the Long-Term Program of Russian-Ukrainian Research Investigations and Experiments aboard the RS of the ISS. The remarks and suggestions of Russian groups concerning the scientific significance and scientific equipment of space experiments as well as concerning optimal cooperation of the groups involved are taken into account.

УДК 629.782

В. И. Кукушкин¹, А. С. Левенко², В. В. Сербин¹

¹ Державне підприємство «Виробниче об'єднання Південний машинобудівний завод ім. О. М. Макарова», Дніпропетровськ

² Державне підприємство «Дніпрокосмос», Дніпропетровськ

Выбор оптимальной компоновки воздушно-космического самолета

Надійшла до редакції 26.10.06

Розглядається вибір схеми повітряно-космічного літака. Вибір конструктивної схеми здійснюється на основі аналізу результатів світових розробок повітряно-космічних систем і проектних оцінок.

Необходимость создания воздушно-космического самолета подтверждается множеством проектов создания воздушно-космических систем для спутниковых группировок нового поколения в различных странах и обоснована нами ранее [1—3, 5, 7, 9, 12, 14—17, 19—22]. Еще в 1929 г. К. Э. Циолковский опубликовал работу, в которой говорилось, что самолет, оснащенный ракетными двигателями, вполне может выходить за пределы земной атмосферы в космическое пространство (asteroid.boom.ru/articles/VKS.html).

Оптимальная компоновка воздушно-космического самолета (ВКС) определялась на основе выбора отдельных конструктивных решений в их комплексе [6]. Учитывалась необходимость многократного использования воздушно-космического самолета при его эксплуатации:

- 1) выбор одно- или многоступенчатой схемы воздушно-космического самолета;
- 2) выбор вида топлива для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД);
- 3) выбор типа и модели ЖРД с оценкой возможности применения рулевых ЖРД в качестве маршевых;
- 4) выбор оптимального варианта сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (СПВРД);
- 5) оценка возможности использования сбрасываемых в полете СПВРД;

6) оценка эффективности применения огневого динамического разделения ступеней в многоступенчатом варианте воздушно-космического самолета (ВКС) и применения огневого динамического отделения сбрасываемых в полете узлов;

7) выбор традиционной либо модульной схемы компоновки узлов ВКС;

8) оценка возможности применения управления полетом на основе изменения вектора тяги без использования аэродинамических средств;

9) выбор конструкции наружного корпуса планера ступеней ВКС и решение проблем теплозащиты;

10) оценка эффективности применения схемы максимального быстродействия ВКС в беспилотном варианте;

11) оценка возможности создания стартовой площадки для запуска ВКС и выбор вида старта.

ВЫБОР СХЕМЫ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА

Во многих разработках прежних лет (ВКС НПО «Энергия», ТУ-2000, МИГ-2000, «Аякс») ставилась задача создания именно самолета для полета в космосе и авиационных типов старта и приземления. Такая задача предусматривала применение оригинальных многорежимных дви-

гателей, что по уровню развития мировых технологий было недостижимо. Многорежимный двигатель не создан и на рубеже XXI века. Это обстоятельство и ряд других нерешенных технических проблем определили применение на современном этапе развития науки и технологий двухступенчатой конструкции воздушно-космического самолета для условий полета в атмосфере и космосе.

Нужно отметить, что впервые в мире двухступенчатая схема была успешно реализована в советской сверхзвуковой межконтинентальной крылатой ракете «Буря» (www.laspace.ru/rus/burya.php). Первая ступень включала в себя два стартовых ускорителя с четырехкамерным ЖРД конструкции А. М. Исаева (рис. 1, *a*). Вторая (маршевая) ступень — крылатая ракета, выполненная по нормальной самолетной схеме со среднерасположенным тонким треугольным крылом малого удлинения со стреловидностью 70° по передней кромке.

Маршевая двигательная установка состояла из одного сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя РД-012У конструкции М. М. Бондарюка.

Старт «Бури» производился вертикально с подвижной железнодорожной установки. После достижения скорости $M = 3.3$ и высоты полета 18000 м ускорители сбрасывались. Полет второй ступени проходил на высоте 18—25 км с постоянной скоростью $M = 3.1$ —3.2. За период с сентября 1957 г. по декабрь 1960 г. было произведено 18 пусков ракет, из них четыре по длинной испытательной трассе Владимировка — полуостров Камчатка. В последних двух пусках удалось получить дальность порядка 6500 км.

Этот положительный опыт, а также факт перехода развитых стран к проектированию двухступенчатых воздушно-космических аппаратов («Space Shuttle» США, «Клипер», МАКС Россия, проекты Японии, Китая, Индии и др.) подтверждают правильность выбора авторов — украинский воздушно-космический самолет может быть двухступенчатым.

Нужно отметить, что от одной крайности — создание самолета — проектировщики отклонились в другую — создание ракеты со второй ступенью, которая является возвращаемым орбитальным самолетом, по сути возвращаемым с орбиты разгонным блоком.

Авторы считают важным подчеркнуть, что воздушно-космический самолет является летательным аппаратом собственного класса (не ракетой и не самолетом), и при его разработке непринимлемы традиционные взгляды на создание ракетно-космической и авиационной техники.

Что такое, по мнению авторов, воздушно-космический самолет в рассматриваемой его конструктивной схеме? ВКС относится к самостоятельному классу летательных аппаратов. ВКС «Сура» — один из видов такого класса.

Как летает ВКС?

1. Вертикальный старт (аналог — старт ракеты-носителя) с «заклоном» (аналог «заклон» ракеты железнодорожного комплекса «Скальпель») — здесь ВКС функционирует как ракета.

2. Набор высоты от 0 до 30 км с использованием аэродинамики крыла и кислорода воздуха для обеспечения работы воздушно-реактивных двигателей — здесь на протяжении 60—400 с ВКС является самолетом.

3. Прекращение работы воздушно-реактивных двигателей и переход на вертикальный подъем на ракетных двигателях до разделения ступеней на высоте 90—100 км, продолжение подъема с переходом на орбитальную траекторию второй ступени (орбитального самолета) — здесь ВКС снова ракета.

4. На орбите вторая ступень ВКС является орбитальным самолетом — аналог спутника либо другого космического аппарата — это уже не ракета и не самолет.

5. Возвращение на Землю обеих ступеней — орбитального самолета (ОС) после схода с орбиты (суборбитального самолета СубОС) и первой ступени (по баллистической траектории) осуществляется после торможения падением (аналог — метеорит). Орбитальный самолет имеет аэrodинамическую форму и самоориентируется.

6. После вхождения в плотные слои атмосферы на высоте 35—30 км выпускается тормозной парашют (для обеих ступеней). Тормозной парашют стабилизирует полет и тормозит падение до высоты 6 км — здесь аналогом является плавучий якорь морского плавсредства (судно разворачивается против волн для предотвращения бортовой качки).

7. На высоте 6 км раскрываются тормозные парашюты аэроупругой системы и производится приземление. Перед касанием поверхности

Рис. 1: *а* — сверхзвуковая межконтинентальная крылатая ракета «Буря», *б* — общий вид РД-855 в составе ракеты носителя «Циклон» и камера сгорания ЖДР, *в* — ПКР П-800 «Яхонт-А»

земли срабатывают тормозные ракетные двигатели, и аппараты укладываются на землю — аналогом являются известные аэроупругие системы для приземления сбрасываемых с самолетов грузов.

8. Перед ВКС не ставится задача немедленного повторного старта — он отправляется на переоборудование для многократного использования, что характерно для такого класса летательных аппаратов.

Другими словами, ВКС является самолетом в течение нескольких десятков секунд в момент набора высоты.

ВЫБОР ВИДА ТОПЛИВА ДЛЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Большинство проектов космических носителей основывается на применении криогенных топлив. В погоне за получением максимальной эффективности двигательной установки применялся жидкий кислород в качестве окислителя и жидкий водород или керосин в качестве горючего. Страны, только вступившие на путь развития ракетной техники, рассматривают применение жидкого кислорода как своеобразный показатель, демонстрирующий невоенный характер разработок. Даже этот факт по сути является подтверждением того, что применение криогенной ракетной техники неудобно, повышает массу ракеты носителя, требует значительных дополнительных затрат, снижает быстродействие системы при эксплуатации. В то же время оптимальный вариант давно найден — в современных условиях целесообразно применение опыта военных разработок прошлых лет. Пора на деле, и в мировом масштабе применить конверсию: так называемые технологии двойного применения использовать в мирных целях. Известен хороший пример в России: в июле 2006 г. ракетой-носителем «Рокот» с космодрома Плесецк выведен на орбиту ряд КА.

Ракета-носитель легкого класса «Рокот», созданная в Российской Федерации, состоит из трех ступеней. Первые две ступени представляют собой блок ускорителей стратегической ракеты РС-18 (СС-19). В качестве третьей ступени используется новый разгонный блок (РБ) «Бриз-КМ».

На блоках ускорителей установлены высокоэкономичные ЖРД, работающие на долговременных компонентах: четырехокись азота (АТ, окислитель) и несимметричном диметилгидразине (НДМГ, горючее). ЖРД разработаны в Воронежском конструкторском бюро химавтоматики.

В состав РБ «Бриз-КМ» двигательная установка использует АТ+НДМГ. Она включает маршевый ЖРД, ЖРД коррекции и ЖРД ориентации. Маршевый ЖРД отличается высокой надежностью. Он разработан КБ «ХимМаш им. А. М. Исаева» и широко используется в космической технике. Это двигатель многократного включения, что позволяет реализовать различные схемы выведения полезных грузов, включая выведение на одну или несколько орбит.

Мы считаем, что компоненты топлива АТ+НДМГ, впервые примененные в ракетной технике украинскими ракетчиками, и созданные на основе их применения узлы ракетной техники должны быть использованы в украинском воздушно-космическом самолете. Это создаст условия для сокращения сроков разработки, снижения стоимости проекта, использования технологий производства и эксплуатации ракетной техники и позволит достигнуть высокого уровня надежности ВКС.

ВЫБОР ТИПА И МОДЕЛИ ЖРД С ОЦЕНКОЙ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ РУЛЕВЫХ ЖРД В КАЧЕСТВЕ МАРШЕВЫХ

Исходя из оптимальности применения топлива АТ+НДМГ, мы проанализировали украинский рынок ракетной техники. Среди предлагаемых в интернете образцов продукции (www.yuzhnoe.com) представляют интерес рулевые ЖРД РД-855 (тяга у поверхности Земли 285 кН) и РД-856 (тяга у поверхности Земли 54.2 кН), применяемых для семейства ракет-носителей «Циклон». История создания этих четырехкамерных ЖРД, их применение в различных модификациях ракет и высочайшая степень экспериментальной отработки, а также безотказность при летных испытаниях и эксплуатации являются фактором, позволяющим применять их в новых разработках.

В двухступенчатом варианте ВКС с максимальной стартовой массой около 50 т, тягой

8 СПВРД (минимальное количество предварительно выбранных СПВРД из уже имеющихся на мировом рынке) около 31 кН, при одновременном запуске всех двигателей возможно применение на первой ступени РД-855, на второй — РД-856. При этом минимальная суммарная стартовая тяга двигателей ВКС достигает 653.6 кН. Отношение тяги двигателей к весу ВКС составляет 1.33, что достаточно при полете по авиационной схеме с использованием аэродинамики крыла.

Однако масса второй ступени ВСК (орбитального самолета) при разделении ступеней в начале самостоятельного полета составляет 8 т, поэтому мы считаем целесообразным, в том числе и для повышения уровня унификации улов ВКС, на второй ступени также установить РД-855. При этом суммарная стартовая тяга всех двигателей ВКС составит 885 кН. Тяга двигателей превышает вес в 1.8 раз. Это позволит во время начального участка полета ВКС применять как авиационную схему полета, так и ракетную — с вертикальным стартом ВКС.

В то же время применение более мощного двигателя на второй ступени значительно повысит быстродействие орбитального самолета: отношение тяги к весу может составить 3.64.

Мы считаем, что в качестве маршевых оптимально применение ЖРД РД-855 (изготавливаются в Украине). Кроме достаточности тяги, применение рулевых ЖРД решает проблему управления полетом ВКС — по ракетной схеме изменением направления вектора тяги двигателя.

Параметры РД-855 и его камеры сгорания приведены в табл. 1. Двигатель — четырехкамерный, с турбонасосной системой подачи самовоспламеняющихся компонентов топлива, выполнен по схеме без дожигания генераторного газа. Рабочее тело турбины турбонасосного агрегата (ТНА) — газ, вырабатываемый в газогенераторе при сгорании основных компонентов топлива. При запуске пиростартер раскручивает ротор ТНА.

Большинство клапанов срабатывают от пироприводов. Обратные клапаны в тракте окислителя камеры двигателя и блок клапанов в тракте окислителя газогенератора открывает окислитель при достижении достаточного давления открытия. Обеспечивает отбор окислителя и горючего на газогенератор наддува бака окислителя,

Таблица 1. Технические характеристики четырехкамерного двигателя РД-855

Характеристики	Параметры РД-855
Тяга у Земли, Н	285500
Удельный импульс тяги, Н·с/кг:	
у Земли	2492
в пустоте	2865
Масса двигателя, кг	320
Абсолютное давление в камере сгорания, кПа	6570
Абсолютное давление на срезе сопла камеры, кПа	59
Массовое соотношение компонентов топлива	1.97
Отклонение тяги от номинального значения, %	+10
Отклонение массового соотношения компонентов топлива от номинального значения, %	+5.6
Компоненты топлива:	
окислитель	N ₂ O ₄
горючее	(CH ₃) ₂ N ₂ H ₂
Минимальное абсолютное давление компонентов топлива на входе в двигатель при температуре +35 °C, кПа :	
окислителя	440
горючего	142
Угол отклонения камер, угл. град	±41
Время работы, с	127

а также генераторного газа и горючего на смеситель для наддува бака горючего.

Общий вид РД-855 и его камеры сгорания приведены на рис. 1, б.

Для использования РД-855 в ВКС необходима доработка его конструкции для обеспечения многократного включения двигателя во время полета.

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО ВАРИАНТА СВЕРХЗВУКОВЫХ ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Желание снизить массу ВКС и использовать кислород атмосферы в качестве окислителя горючего диктуют необходимость рассмотреть возможность применения воздушно-реактивных двигателей. Применение готовых аналогов воздушно-реактивных двигателей на керосине позволяет получить требуемую тягу двигателей с использованием кислорода воздуха. Известно, что в двигателях на основе топлива керосин + кислород масса потребляемого кислорода значительно превышает массу керосина [13]. Выгода от использования воздуха очевидна.

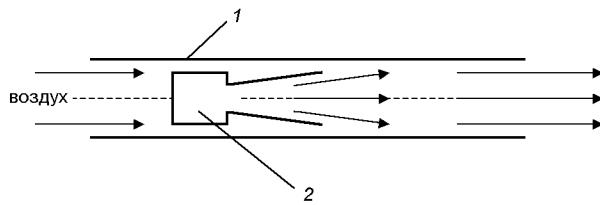


Рис. 2. Схема модернизации СПВРД РД-012У: 1 — СПВРД РД-012У, 2 — ЖРД в качестве форсунок горючего

При скорости полета ВКС в плотных слоях атмосферы (до высоты около 30 км) со скоростью 2—6 М следует говорить о применении сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей. При этом также следует учитывать, что в отличие от задач авиации, в ракетной системе время работы сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (СПВРД) может измеряться десятками секунд.

Возможность разработки современного СПВРД в многорежимном двигателе расчетным путем оценена на кафедре двигателей физико-технического факультета Днепропетровского национального университета в 2006 г. Проведена теоретическая оценка создания многорежимного ЖРД на базе сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя РД-012У (рис. 2) конструкции М. М. Бондарюка (разработка 1950-х гг. для ракетоплана «Буря»). Практическое создание подобного реактивного двигателя, в котором в режиме СПВРД вместо форсунок применен ЖРД с избыточным количеством горючего в продуктах сгорания (в приведенном примере — керосина), а в безвоздушном пространстве осуществляется эффективная эксплуатация собственно ЖРД, позволяет говорить о будущем двухрежимном двигателе для ВКС.

Во всем мире проводятся работы по созданию современных СПВРД: российские специалисты уже провели испытания гиперзвукового ПВРД, работающего в диапазоне скоростей от 5М до 6 М («Новости Космонавтики». — 1998. № 17/18), в Корейском аэрокосмическом исследовательском институте (г. Тэджон), проводятся работы по созданию воздушно-реактивных двигателей. По проекту X-43 США успешно испытали в 2005 г. новейший СПВРД и достигли на экспериментальном аппарате скорости полета в плотных слоях атмосферы 8025 км/с. Этот

СПВРД — основа американского проекта Falcon Hypersonic Technology Vehicle (создание с выходом на летные испытания в 2008 г. пилотируемого космического одноступенчатого гиперзвукового бомбардировщика).

Однако в определении оптимальности конструкции ВКС мы исходим из соображений возможности применения серийно изготавливаемых конструкций. Это позволит обеспечить надежность, сократить сроки разработки и ее стоимость. Поэтому была проанализирована возможность использования СПВРД в предлагаемых на мировом рынке изделиях ракетно-космической техники.

СПВРД в ВКС выполняют функцию атмосферных ускорителей до высоты полета 30 км.

В качестве аналога СПВРД для первой ступени ВКС может быть рассмотрен ампулизированный двигатель противокорабельной крылатой ракеты П-800 «Яхонт» (экспортная модификация ракеты «Оникс», «Яхонт-А» — авиационный вариант (полная масса почти на 500 кг меньше ПКР «Оникс»), разработчик НПО «Машиностроение», г. Реутов, Российская Федерация, главный конструктор Г. А. Ефремов. «Яхонт-А» — конструктивно состоит из жидкостного ампулизированного СПВРД с твердотопливным ускорителем, системой управления, системой вооружения (www.sinor.ru, ts.vpk.ru).

Общий вид ракеты представлен на рис. 1, 6. Характеристики ракеты приведены в табл. 2.

Противокорабельная крылатая ракета четвертого поколения «Яхонт» имеет малую массу, диаметр, высокие аэродинамические характеристики и сверхзвуковую скорость полета.

В начальный момент включается твердотопливный разгонный блок, установленный по

Таблица 2. Тактико-технические характеристики ПКР П-800 «Яхонт» («Оникс»)

Характеристики	ПКР П-800 «Оникс»	ПКР П-800 «Яхонт-А»
Дальность полета по комбинированной траектории, км	до 300	до 300
Высота полета на маршевом участке, м	14000	14000
Стартовая масса без БЧ, кг	2750	2300
Скорость полета на высоте, м/с (М)	750 (2.6)	750 (2.6)
Длина ракеты, м	8	6.1
Диаметр ракеты, м	0.7	0.7

принципу «матречки» в камере сгорания маршевого двигателя. Несколько секунд его работы разгоняют ракету до скорости $M = 2$. Затем твердотопливный разгонный блок выключается, его выбрасывает из маршевого двигателя набегающим потоком воздуха, и ракета продолжает полет на скорости $M = 2.5$ (средняя скорость 750 м/с), обеспечиваемой прямоточным жидкостным воздушно-реактивным двигателем.

Дальность полета ракеты достигает 300 км по комбинированной высотной траектории и 120 км при полете на высотах в диапазоне от 5—15 м. Основной участок полета проходит на высоте 15 км.

Ракета «Яхонт-А» без боевой части и системы наведения на цель по сути является ампулизи-

рованным СПВРД. Такие СПВРД могут устанавливаться на ВКС в кассетах. В украинском варианте ВКС мы предполагаем установку по четыре СПВРД в двух кассетах, размещенных на крыльях первой ступени симметрично относительно корпуса.

Тяга одного СПВРД составляет 39 кН. Выбор СПВРД проводится при проектировании ВКС — на данном этапе двигатель противокорабельной крылатой ракеты (ПКР) «Яхонт-А» приводится в качестве примера.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СПВРД, СБРАСЫВАЕМЫХ В ПОЛЕТЕ

Установка СПВРД в кассетах позволит осуществить сбрасываемый вариант кассет, когда после отработки двигателей кассеты отстреливаются от первой ступени ВКС и спускаются на Землю для повторного использования (рис. 3, 4). Возможность повторного использования СПВРД не предусматривается — они выполняются в варианте одноразового элемента конструкции ВКС. Это объясняется не кратковременностью их надежной работы (до 400 с), а особенностю ампулизированной конструкции.

При отстреливании и уводе кассет СПВРД от ВКС используется эффект «минометного» отделения, в авиационно-ракетных конструкторских бюро — динамического огневого разделения. При этом масса конструкции уменьшается на 18.5 т, а ВКС получает приращение скорости.

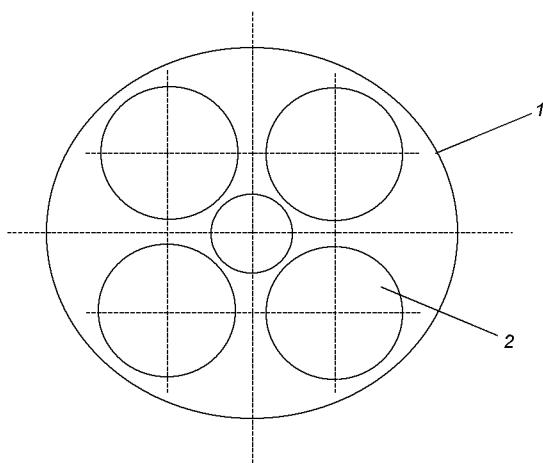


Рис. 3. Общий вид компоновки СПВРД в кассете: 1 — корпус кассеты, 2 — ампулизированный СПВРД

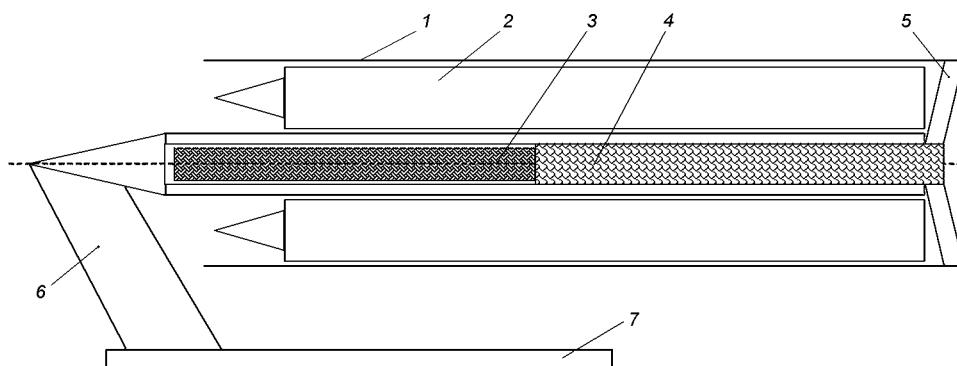


Рис. 4. Схема крепления кассеты СПВРД на крыле первой ступени ВКС (СУБ ОС): 1 — корпус кассеты, 2 — ампулизированный СПВРД, 3 — твердотопливный заряд двигателя отделения и увода кассеты СПВРД от ВКС, 4 — парашютная система, 5 — элемент крепления корпуса кассеты, 6 — крепление кассеты СПВРД на крыле первой ступени ВКС, 7 — крыло первой ступени ВКС

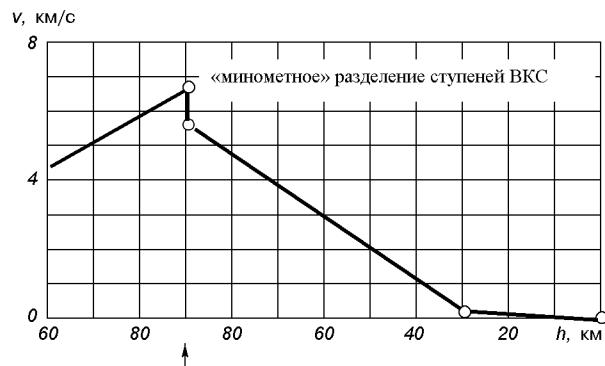


Рис. 5. Возвращение первой ступени воздушно-космического самолета. При минометном отделении второй ступени первая ступень тормозится импульсом противодействия, затем осуществляется торможение маршевыми ЖРД до полного расходования топлива, с высоты 30 км выпускается тормозной парашют, с высоты 6 км используется парашютная система, перед приземлением первой ступени на парашютной системе срабатывают тормозные РДТТ. Скорость касания поверхности около 1 м/с

Мы считаем такой вариант применения СПВРД наиболее рациональным в условиях максимального использования имеющихся на мировом рынке элементов конструкции ВКС.

Оценка эффективности применения огневого динамического разделения ступеней в многоступенчатом варианте воздушно-космического самолета и применения огневого динамического отделения сбрасываемых в полете узлов

Приведенный выше пример динамического огневого отделения кассет СПВРД ВКС может эффективно использоваться для повышения энергетики ВКС в полете. На рис. 5 приведена схема изменения скорости полета первой ступени ВКС. На рис. 6 — схема полета ВКС на активном участке, где скорость второй ступени обеспечивается в том числе огневым динамическим отделением от первой ступени. По предварительным расчетам приращение скорости второй ступени ВКС при динамическом отделении от первой ступени составит около 1 км/с.

Учитывая опыт проектирования ракетных комплексов в Украине, а также информацию о подобной схеме разделения в проекте МАКС (НПО «Молния», Российская Федерация) целесообразно для повышения энергетических характеристик применить в ВКС динамическое огневое разделение степеней.

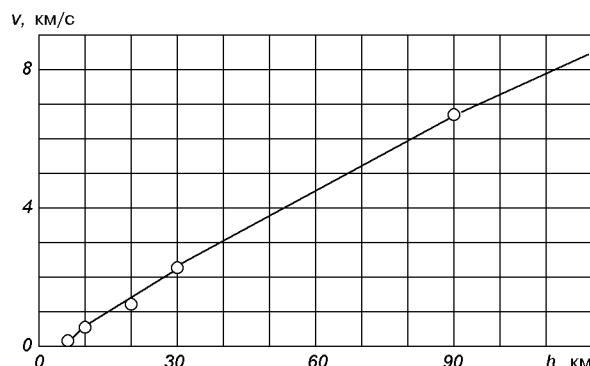


Рис. 6. Диаграмма скоростей ВКС на активном участке

ВЫБОР ТРАДИЦИОННОЙ ЛИБО МОДУЛЬНОЙ СХЕМЫ КОМПОНОВКИ УЗЛОВ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА

Мы сделали выбор в пользу модульной конструкции ВКС [8], т. е. конструкции, в корпус которой вкладываются отдельные готовые узлы: ЖРД, система управления, аэроупругие системы, кассеты СПВРД и пр. Это позволяет каждый ВКС с минимальной затратой времени готовить к повторному использованию — для корпуса проводятся регламентные работы по восстановлению теплозащитных покрытий, остальные узлы еще до возврата ВКС на поверхность Земли уже могут быть заменены взаимозаменяемыми узлами из комплекта многоразового использования.

Технология модульной сборки ВКС представлена в работе [8].

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ НА ОСНОВЕ ИЗМЕНЕНИЯ ВЕКТОРА ТЯГИ БЕЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

Использование маршевых ЖРД для управления полетом ракеты-носителя во многих проектах оказывается эффективным (например, упомянутый выше российский проект ракеты носителя легкого класса «Рокот»). Мы считаем применение серийно изготавливаемого рулевого ЖРД РД-855 в качестве маршевого наиболее рациональным вариантом. Кроме того, для ракет та-

кого класса уже отработана система управления (ракеты-носители «Циклон»). Следует учесть, что система управления разработана и для воздушного старта легких ракет [4]. Принципы создания системы управления для ВКС разрабатываются при проектировании.

ВЫБОР КОНСТРУКЦИИ НАРУЖНОГО КОРПУСА ПЛАНЕРА СТУПЕНЕЙ ВОЗДУШНО- КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА И РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМ ТЕПЛОЗАЩИТЫ

Для обеспечения работоспособности ВКС авторы разработки запатентовали корпус, не связанный с внутренними элементами и узлами. Это позволяет избежать непосредственной теплопередачи от корпуса при его нагревании от внешнего воздействия к внутренним узлам.

Принципы обеспечения теплозащиты на примере второй ступени ВКС (гиперзвукового автоматического планера или орбитального самолета) как наиболее теплонагруженной ступени описаны в работе [10].

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СХЕМЫ МАКСИМАЛЬНОГО БЫСТРОДЕЙСТВИЯ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА В БЕСПИЛОТНОМ ВАРИАНТЕ

Воздушно-космический самолет — аппарат, способный выходить на околоземную орбиту за несколько минут. Его возврат на поверхность Земли может осуществляться маневрированием с быстроизменяющимися параметрами полета. В присутствии человека на борту ВКС нет необходимости для обеспечения полета на орбиту, орбитального обслуживания спутников и возвращения на поверхность Земли.

В современных условиях автоматика вполне заменяет человека, устраняется человеческий фактор аварий. При этом снижается масса аппарата и имеется возможность дальнейших модернизаций по снижению габаритов и массы. Отсутствие пилота позволяет повысить перегрузки до уровня 50 g.

Это означает, что при превышении тяги двигателя второй ступени по отношению к весу на начальном участке автономного полета 3.64 (на

конечном участке полета второй ступени 14) возможен полет с быстродействием, значительно превышающим пилотируемые аппараты.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ СТАРТОВОЙ ПЛОЩАДКИ ДЛЯ ЗАПУСКА ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА И ВЫБОР ВИДА СТАРТА

В настоящее время множество проектов в разных странах предусматривает запуск второй ступени ВКС с помощью ракеты-носителя (например, российский «Клипер»), что сводит на нет саму идею эффективного экономически обоснованного использования воздушно-космического самолета, либо предусматривается старт с борта самолета-космодрома (например, использование украинского самолета АН-225 «Мрія» для проекта МАКС, Россия, или HOTTOL, Великобритания), рис. 7.

При этом во втором случае доминирует идея о возможности доставки ВКС в наиболее целесообразную точку старта: ближе к экватору или за пределы густонаселенных зон. В условиях Украины вылет готового к старту заправленного топливом ВКС через воздушные пространства других стран невозможен, как невозможен и безопасный старт с использованием ракеты-носителя.

Возможен вертикальный старт ВКС с оборудованной площадки. В принципе транспортировка ВКС к стартовой площадке авиатранспортом возможна и допустима — но только перевозка, наравне с перевозкой морским транспортом.

Мы считаем реальным вертикальный старт воздушно-космического самолета при допущении максимальной перегрузки 50 g. Допускается возможность старта с мобильной площадки.

Рассмотрен вариант вертикального старта ВКС из необитаемого острова на юге Республики Корея (на этой территории в 2007 г. вводится в эксплуатацию космодром в уезде Кохын провинции Чолла-Намдо) — полет и набор высоты осуществляется над морем, вылет к экватору в Тихом океане (рис. 8). В этой зоне уже расположены станции наблюдения (на о. Чеджу-до). Авторами передано предложение специалистам Корейского аэрокосмического исследовательского института о создании подобной стартовой

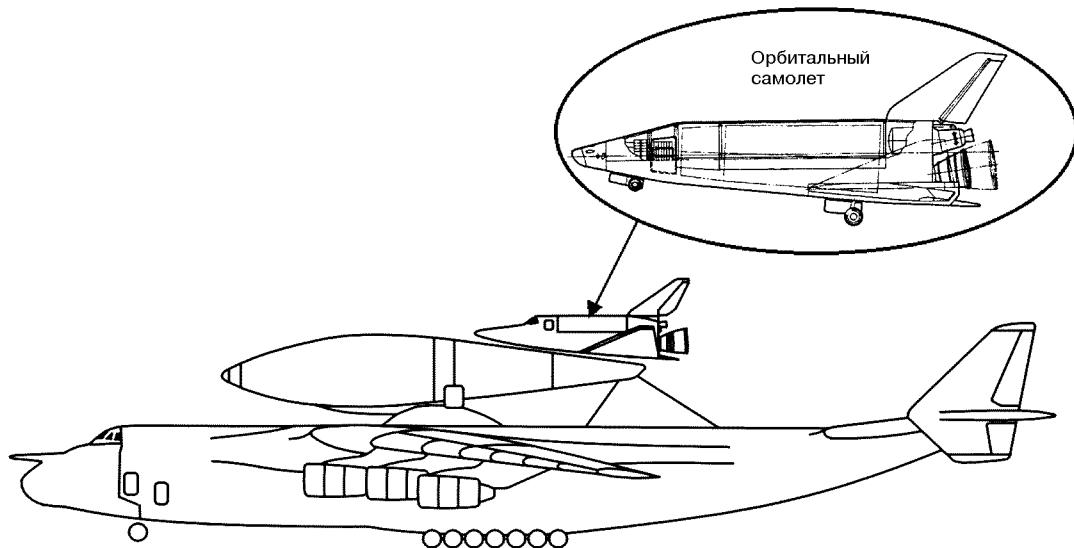


Рис. 7. Базовый стартовый вариант АН-225 «Мрія» с орбитальным самолетом и одноразовым внешним топливным баком МАКС-ОС

площадки на необитаемом острове южнее острова Чеджу-до.

В ходе обсуждения украинского воздушно-космического самолета на пятой Украинской конференции по космическим исследованиям (2005 г.) была высказана мысль о невозможности старта ВКС с территории Украины. Выше представлен авторский вариант возможности такого старта за пределами Украины в условиях международного сотрудничества.

На основе выбора конструктивных решений мы разработали вероятную модель конструктивной компоновки ВКС «Сура» (рис. 9, б).

Выводы

Дальнейшая унификация и применение уже разработанных изделий позволяет использовать для разработки двигательной установки суборбитального самолета ВКС ракету-носитель «Циклон-3» [21] (рис. 9, а), условное название новой двигательной установки VKS-LV-1 (рис. 9, б): в VKS-LV-1 не используется вторая ступень РН «Циклон-3», диаметр корпуса от 3000 мм уменьшен до 1600 мм, уменьшена длина до 14000 мм, вместо маршевого двигателя

российской разработки РД-251 дополнительно устанавливается украинский РД-855 с неподвижно закрепленными камерами горения.

В результате такой модернизации массовые характеристики и тяга двигателей ВКС в момент старта составят:

для суборбитального самолета ВКС

- масса VKS-LV-1 — 30 т, тяга двигательной установки — 571 кН;
- масса одного СПВРД — 2.3 т, масса одной снаряженной кассеты четырьмя СПВРД — 10 т, масса двух кассет СПВРД ВКС — 20 т, суммарная тяга СПВРД ВКС — 314 кН;
- масса корпуса суборбитального самолета ВКС — 1 т;
- масса модулей и неучтенная масса — 1 т,
- всего для СубОС масса 52 т, суммарная тяга двигателей 885 кН;

для орбитального самолета ВКС

- полная масса заправленного ОС с грузом 0.3 т — 8 т, тяга двигателя — 285 кН.

Суммарная масса ВКС в момент старта составит 60 т, суммарная тяга двигателей — 1170 кН.

Рис. 8. Выбор стартовой площадки ВКС на юге острова Чеджу-до (Республика Корея) (а) и стартовая площадка ВКС на необитаемом острове (Республика Корея) (б)

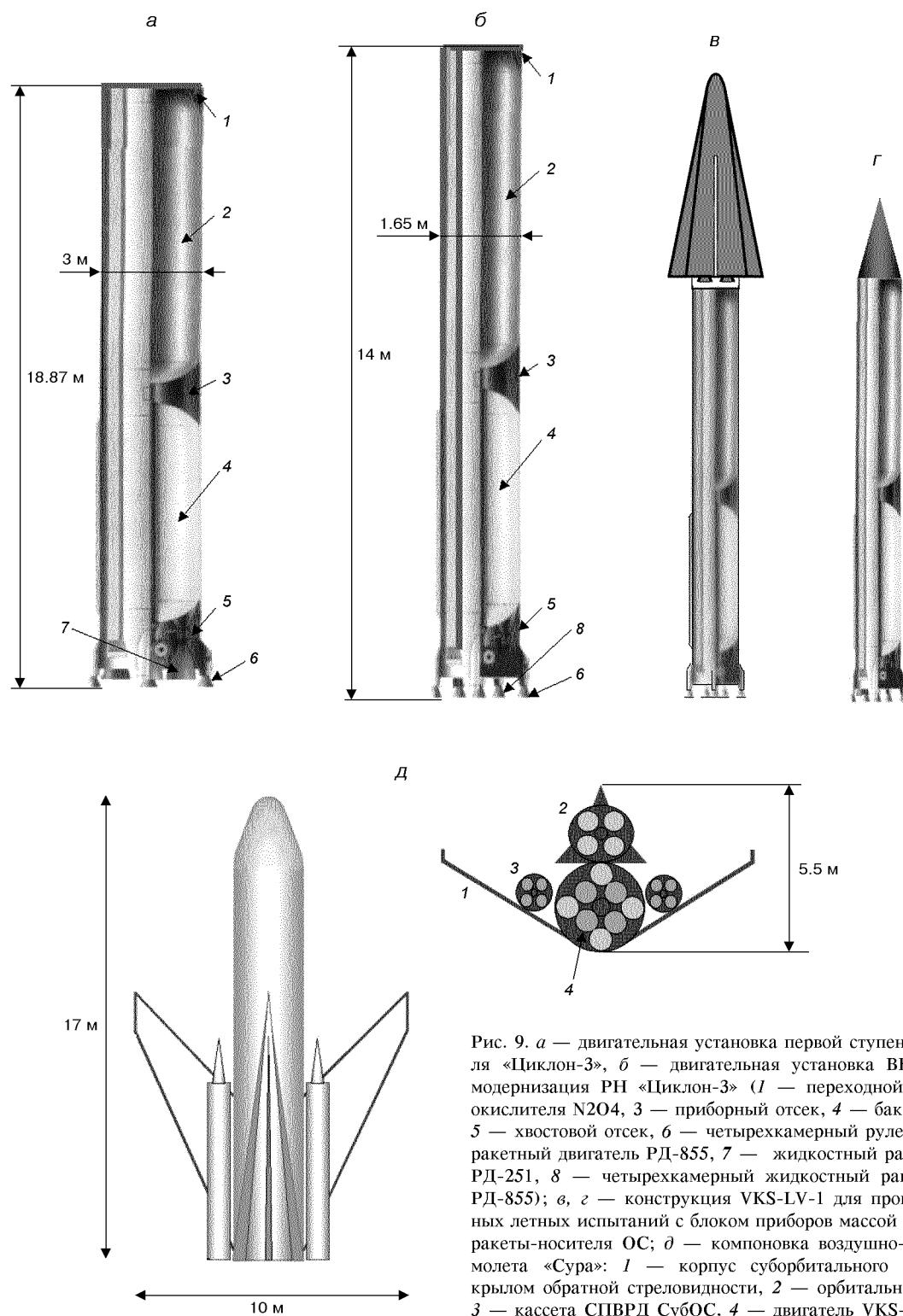


Рис. 9. а — двигательная установка первой ступени ракеты-носителя «Циклон-3», б — двигательная установка ВКС VKS-LV-1 — модернизация РН «Циклон-3» (1 — переходной отсек, 2 — бак окислителя N2O4, 3 — приборный отсек, 4 — бак горючего НДМГ, 5 — хвостовой отсек, 6 — четырехкамерный рулевой жидкостный ракетный двигатель РД-855, 7 — жидкостный ракетный двигатель РД-251, 8 — четырехкамерный жидкостный ракетный двигатель РД-855); в, г — конструкция VKS-LV-1 для проведения собственных летных испытаний с блоком приборов массой 0.3 т и в качестве ракеты-носителя ОС; д — компоновка воздушно-космического самолета «Сура»: 1 — корпус суборбитального самолета ВКС с крылом обратной стреловидности, 2 — орбитальный самолет ВКС, 3 — кассета СПВРД СубОС, 4 — двигатель VKS-LV-1 СубОС

Отношение тяги двигателей к весу ВКС составит 1.99, что позволяет говорить о безусловном обеспечении следующей схемы старта и полета ВКС:

- вертикальный старт с «заклоном» (по аналогии со стартом ракеты «Skalpel» из железнодорожного вагона) и выходом на траекторию набора высоты до 30 км с использованием аэродинамики и кислорода атмосферного воздуха;
- огневой динамический сброс кассет СПВРД и переход на вертикальный подъем по ракетной схеме;
- динамическое огневое отделение ОС на высоте 100 км с продолжением вертикального подъема с последующим выходом на орбитальную траекторию.

Применение в конструкции двигательной установки СубОС в виде отдельного модуля VKS-LV-1 позволяет провести полностью автономную отработку и летные испытания этого модуля по традиционной ракетной схеме, а использование этого модуля в качестве ракеты-носителя даст возможность провести автономные бросковые и летные испытания по баллистической траектории ОС еще до полной готовности СубОС (рис. 9, в, г).

В результате выбора конструктивных решений с применением готовых изделий и их модернизаций обеспечивается компоновка малогабаритного двухступенчатого воздушно-космического самолета многоразового использования с достаточной энерговооруженностью — оптимального варианта ВКС «Сура» (рис. 9, д, е).

1. Алексеев Ю. С., Кукушкин В. И., Левенко А. С. Перспектива ракетно-космической отрасли Украины — космическая система на базе воздушно-космического самолета // Космічна наука і технологія.—2006.—12, № 4.—С. 3—13.
2. Ермак С. Н., Середин С. В. Аспекты стратегии разработки микроспутниковых систем. Зарубежный опыт // Матер. Шестого междунар. форума «Высокие технологии XXI века» (18—22 апреля 2005 г., Москва). — М., 2005.
3. Жуков В. В. Из истории создания отечественных воздушно-космических систем (ВКС) // Аэрокосмич. вестник.—2005.—сентябрь—С. 25—31.
4. Камелин А. Б. Построение системы управления авиационно-космического ракетного комплекса легкого класса с использованием беспилотной инерциальной навигационной системы // Космічна наука і технологія.—2001.—7 № 2/3.—С. 3—15.
5. Клименко Ю. А., Черемных Ю. К., Яценко В. А.,

Маслова Н. В. Состояние и перспективы создания микроспутников новых поколений: новые материалы, нанотехнология и архитектура // Космічна наука і технологія.—2001.—7, № 2/3.—С. 53—65.

6. Коротков А. С., Кукушкин В. И., Левенко А. С. «BLACK SEA» — проект воздушно-космической системы для Украины и стран-соседей // Аэрокосмич. вестник.—2005.—сентябрь.—С. 19—22.
7. Коротков А. С., Кукушкин В. И., Левенко А. С. Технология модульной сборки воздушно-космического самолета // Шестая Укр. конф. по космич. исслед.: Сб. тез. (3—10 сентября 2006 г., НЦУИКС, Евпатория). — Киев, 2006.—С. 96.
8. Кукушкин В. И., Коротков А. С., Левенко А. С. Авиационно-ракетная воздушно-космическая орбитальная система // Пятая Укр. конф. по комич. исслед.: Сб. тез. (4—11 сентября 2005 г., НЦУИКС, Евпатория). — Киев: Ин-т космич. исслед. НАНУ-НКАУ, 2005.—С. 108.
9. Кукушкин В. И., Левенко А. С., Сербин В. В. Выбор оптимальной компоновки воздушно-космического самолета // Шестая Укр. конф. по космич. исслед.: Сб. тез. (3—10 сентября 2006 г., НЦУИКС, Евпатория). — Киев, 2006.—С. 97.
10. Левенко А. С., Сичевой А. В. Некоторые аспекты проектирования теплозащиты воздушно-космического самолета от внешнего воздействия с повышением энергетики летательного аппарата // Шестая Укр. конф. по космич. исслед.: Сб. тез. (3—10 сентября 2006 г., НЦУИКС, Евпатория). — Киев, 2006.—С. 98.
11. Призваны временем. От противостояния к международному сотрудничеству / Под общ. ред. С. Н. Конюхова. — Д.: АРТ-ПРЕСС, 2004.—768 с.
12. Пономарев А. Н. Авиация на пороге в космос. — М.: Воениздат, 1970.—319 с.
13. Сарнер С. Химия ракетных топлив: Пер. с англ. / Под ред. В. А. Ильинского. — М.: Мир, 1969.—488 с.
14. Трошин Е. В. Космические системы на базе сверхмалых аппаратов — новый класс систем // Матер. Шестого междунар. форума «Высокие технологии XXI века» (18—22 апреля 2005 г., Москва). — М., 2005.
15. Уманский С. П. Космическая одиссея. — М.: Мысль, 1988.—279 с.
16. Belloli A. Alternatives to the air-breathing fly-back of the reusable everest cryogenic booster // IAC-05: 56th International Astronautical Congress (Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005). — D.2.P.01.
17. Kukushkin V. I., Levenko A. S. Orbital-airbornhe systems are the basis of the new prospective space industry // IAC-03: 54th International Astronautical Congress (Bremen, Germany, Oktober, 2003). — V.2.05.
18. Sippel M., Klevanski J., Steelant J. Comparative Study on Options for High-Speed Intercontinental Passenger Transports: Air-Breathing- vs. Rocket-Propelled // IAC-05: 56th International Astronautical Congress (Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005). — D.2.4.09.
19. Shimura K., Mori T., Ochiai T., Matsumoto H., et al. Current activities for future reusable space transportation systems at MHI // IAC-05: 56th International Astronautical Congress (Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005). — D.2.4.02.

20. Tadakuma K., Aso S., Tani Y. Improvement of aerodynamic performances for reusable launch vehicles using the lateral blowing // IAC-05: 56th International Astronautical Congress (Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005). — D.2.5.03.
21. Vakhnichenko V. V., Romashkin A. M. Comparative assessment of projects of Russian and foreign air-based space launch systems // IAC-05: 56th International Astronautical Congress (Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005). — D2.4.04.
22. Randall T. Voland, Huebner L. D., McClinton C. R. X-43A hypersonic vehicle technology development // IAC-05: 56th International Astronautical Congress (Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005). — D2.6.01.

CHOOSING THE OPTIMUM CONFIGURATION OF AN AEROSPACE PLANE

*V. I. Kukushkin, A. S. Levenko,
V. V. Serbin*

We consider choosing the circuit of an aerospace plane at the present stage of development of science and technical equipment in Ukraine. The maximal use of the power of the Earth's atmosphere is provided. Choosing the constructive circuit is made on the basis of the analysis of some results of world development for aerospace systems and our design estimate.

УДК 629.782

А. С. Левенко¹, В. И. Кукушкин², А. В. Сичевой³

¹Державне підприємство «Дніпрокосмос», Дніпропетровськ

²Державне підприємство «Виробниче об'єднання Південний машинобудівний завод ім. О. М. Макарова», Дніпропетровськ

³Дніпропетровський національний університет

Некоторые аспекты проектирования теплозащиты воздушно-космического самолета с повышением энергетики летательного аппарата

Надійшла до редакції 26.10.06

Розглянуто аспекти вибору методів і конструктивних рішень для термозахисту орбітального літака двоступеневого повітряно-космічного літака в умовах експлуатації й польоту в земній атмосфері.

Защита летательных аппаратов от воздействия солнечного излучения в условиях космоса и нагрева конструкции при полете на гиперзвуковых скоростях в атмосфере Земли является одной из сложнейших задач на этапе проектирования воздушно-космического самолета.

Эта задача в настоящее время является актуальной в связи с многочисленными разработками гиперзвуковых летательных аппаратов. Например, имеется информация о Программе Falcon Hypersonic Technology Vehicle (США) по разработке эффективного в эксплуатации высокоскоростного летательного аппарата с глобальной дальностью полета (гиперзвукового бомбардировщика). Скорость полета гиперзвукового бомбардировщика составляет $M = 9\text{---}22$. Исследовательская лаборатория BBC на авиабазе Кирклэнд (США) в 2006 г. разрабатывала системы планера гиперзвукового бомбардировщика и теплозащитные покрытия, пригодные к эксплуатации при аэродинамическом давлении на поверхность аппарата, в 25 раз превышающем этот параметр для шаттлов. Рассматривается возможность применения углеродного покрытия для температур около 3000°C . Для защиты

систем корабля от перегрева разрабатывается многослойный износостойкий термозащитный материал, способный многократно выдерживать рабочие режимы полета аппарата (www.cnews.ru).

Известны примеры разработки теплозащиты для боевых головных частей (ГЧ) баллистических ракет. На первых советских ракетах Р-12, Р-13, Р-14 установлена головная часть РДС-37 от МБР Р-7. На конечном участке траектории в плотных слоях атмосферы (высоты менее 100 км) боеголовка испытывает аэродинамический нагрев — температура поверхности конструкции достигала почти 6000°C . Спуск в плотных слоях атмосферы длится не более одной минуты с торможением от скорости $7.1\text{---}7.5$ до 3 км/с. Для тепловой защиты головных частей в СССР в то время использовался метод «отражения и поглощения». В США к началу 1960-х гг. уже применяли метод «оплавляемого и уносимого» (абляционного) теплозащитного покрытия: материалами такого покрытия служили либо тефлон (фторопласт), либо графит (www.invur.ru).

При выборе проектных параметров ступеней

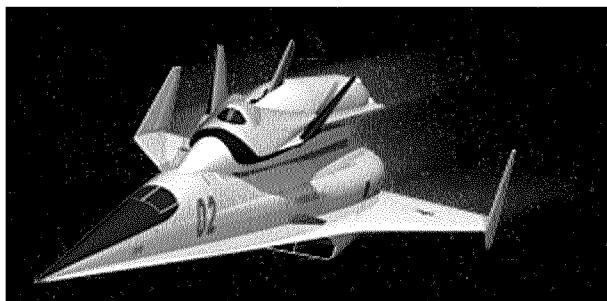


Рис. 1. Проект «Спираль»

двухступенчатого воздушно-космического самолета (ВКС) с условным названием «Сура» (украинский проект «Black Sea») мы учитываем опыт советских разработок 1960-х гг. Например, по проекту «Спираль» (рис. 1) для исследований применения теплозащиты на возвращаемых из космоса аппаратов изготавливались и испытывались в натурных условиях аппараты типа БОР (беспилотный орбитальный ракетоплан). Это были модели-аналоги орбитального самолета «Спираль» (www.buran.ru). В ходе летных испытаний были определены температурные режимы на поверхности планера (рис. 2), которые можно учитывать при новом проектировании. На первом же аппарате БОР-4 была применена абляционная теплозащита на основе материала марки ПКТ-ФП, состоящего из фенолформальдегидной ткани, пропитанной смесью фенолформальдегидных смол (сходная теплозащита устанавливается на спускаемых аппаратах космических кораблей «Союз»). Успешный суборбитальный полет этой летающей модели подтвердил надежность такой теплоизоляции.

Носовой кок для аппарата БОР-4 был изготовлен под требования к космическому аппарату «Буран», но был установлен поверх абляционного субстрата с использованием жаропрочного металлического крепежа. Пространство между носовым коком и абляционным покрытием заполнялось изоляцией из теплостойких волокон.

Для конструкции теплозащиты консолей крыла была выбрана другая схема. Из-за аэродинамических ограничений толщины крыла аппарата для его теплозащиты не хватало сравнительно небольшой максимально допустимой толщины керамических теплозащитных плиток. Поэтому внутреннюю полость металлической конструкции крыла заполнили пористым фетровым мате-

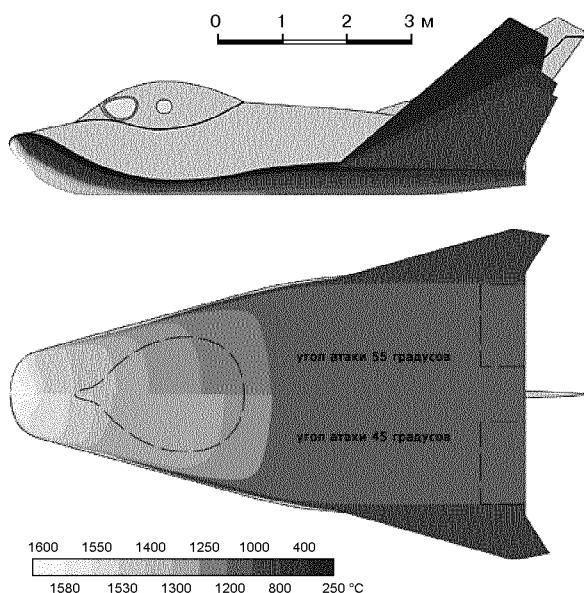


Рис. 2. Распределение температур на поверхности планера аппарата БОР при спуске в атмосфере (высота 78—68 км, скорость 7.3—5.8 км/с). Нижний фрагмент — составная картина для двух значений угла атаки

риалом, пропитанным специальным составом на основе воды. Испарение воды в случае перегрева металлической конструкции обеспечивало эффективное охлаждение во время интенсивного нагрева на траектории возвращения в атмосферу. Результаты испытаний аппаратов БОР были внедрены при разработке теплозащитного покрытия корабля «Буран». Конструкция теплозащитного покрытия оказалась довольно сложной и недостаточно надежной для многократного применения, как и в случае с кораблями «Space Shuttle».

Для аппарата «Буран» было создано многоразовое теплозащитное покрытие различных типов: легкая керамическая плитка, гибкая войлоковая теплозащита. Применена жаростойкая конструкция из композиционного материала углерод + углерод (разработчик НПО «Молния», Российская Федерация). В разработке теплозащиты «Бурана» принимали участия специалисты Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины.

До настоящего времени проблема эффективной оптимальной теплозащиты возвращаемых

орбитальных самолетов практически не решена. Об этом свидетельствуют результаты эксплуатации «Space Suttle».

Цель работы — рассмотреть принципиальную возможность обеспечения тепловой защиты воздушно-космического аппарата путем выбора оптимальных конструктивных решений и методов эксплуатации на примере второй ступени ВКС — орбитального самолета (ОС).

При этом принимается, что температурное воздействие на поверхность планера при традиционной схеме спуска может достигать 3800—6000 °C при скорости входа в атмосферу на высоте 300 км не менее 11 км/с при возможности кратковременного полета в плотных слоях атмосферы на высотах 30—100 км со скоростью до 22 М.

Принятая конструкция второй ступени воздушно-космического самолета с условным называнием «Сура» (гиперзвуковой автоматический планер, орбитальный самолет — ориентировочные габариты на рис. 3) имеет особенности [2]:

- тонкостенный многослойный корпус из материала углерод + углерод не связан с конструкцией внутренних модулей и свободно сдвигается

ется на орбите системой пневмоприводов [3] для доступа внутренних модулей к пространству;

- конструкция наружного корпуса не позволяет применить теплосъем с поверхности путем поглощения тепла массой конструкции аппарата;
- внутренние модули защищены от воздействия внешней среды гибкой изоляцией, аналогом которой является скафандр космонавта (астронавта);
- внутри изолированного отсека внутренних модулей применяется автоматическое терmostатирование (аналог — терmostатирование ракеты-носителя на стартовой площадке космодрома; принципы терmostатирования внутренних модулей здесь не рассматриваются);
- охлаждение наружного корпуса орбитального самолета при полете в атмосфере осуществляется принудительным охлаждением поверхности путем прокачки теплоносителя между слоями конструкции; расчет теплосъема здесь не рассматривается;
- защита наружной поверхности планера от температурного воздействия при гиперзвуковом полете в атмосфере осуществляется при-

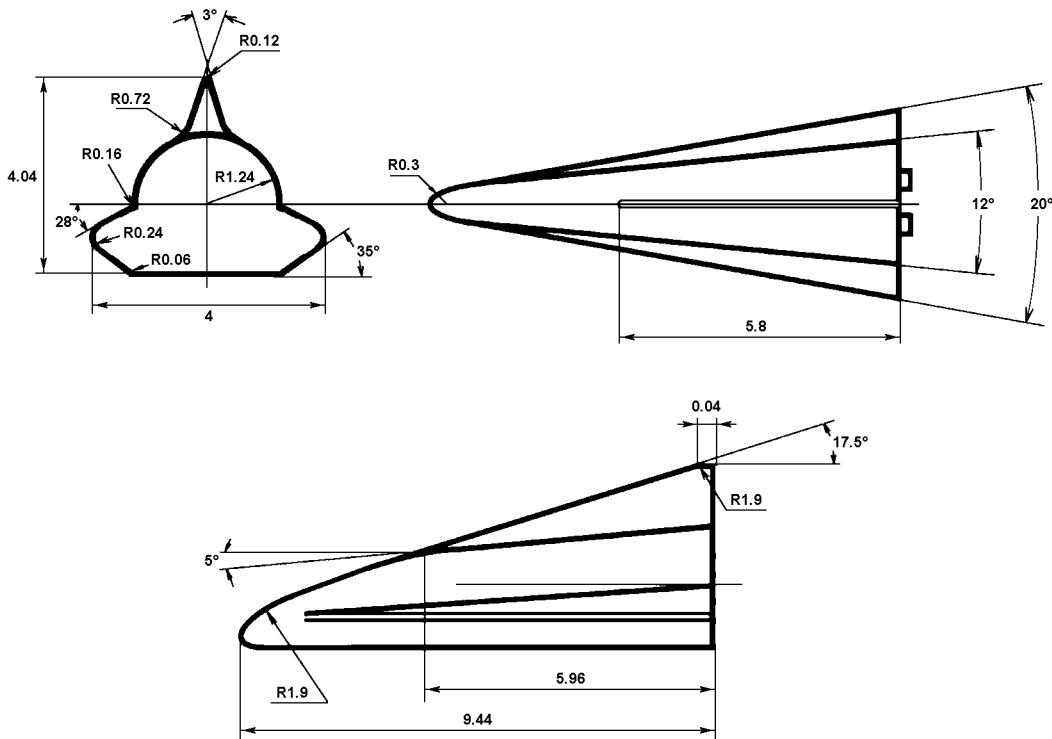


Рис. 3. Габариты орбитального самолета ВКС «Сура»

менением конструкции из материала углерод + углерод и носовым коком из жаропрочной стали, нанесением на эту поверхность аблирующего двухслойного покрытия — пиролитического графита с размером частиц около одного микрона с последующим газопламенным напылением на графитовую поверхность фторопластика;

- защита конструкции аппарата от воздействия солнечного излучения осуществляется известным методом — освещаемые поверхности имеют светлую окраску (фторопластовое покрытие), поверхности, обращенные к Земле, имеют черную окраску (используется эффект отражения солнечных лучей от светлой поверхности и излучения полученного тепла черной поверхностью с интегральной излучательной способностью около 0.8 — фторопластовое покрытие с вкраплением графита). В НПО «Молния» (Российская Федерация), например, разработаны внешние покрытия повышенной стойкости к образованию трещин: «черные» ЭВЧ-4М1У-3 и ЭВЧ-6 и «белое» ЭВС-6.
- наружная поверхность негерметичного корпуса на передней части (подверженной аэродинамическому нагреву) не имеет никаких аэrodинамических выступов или щелей, где может произойти аэродинамическое повышение температуры — это цельный кокон сложной аэrodинамической формы без выступов или люков; кормовая часть планера с соплами качающихся жидкостных ракетных двигателей не испытывает прямого аэродинамического давления и нагрева.

Поперечное сечение многослойного корпуса планера показано на рис. 4. Продольные каналы внутри конструкции располагаются от носового

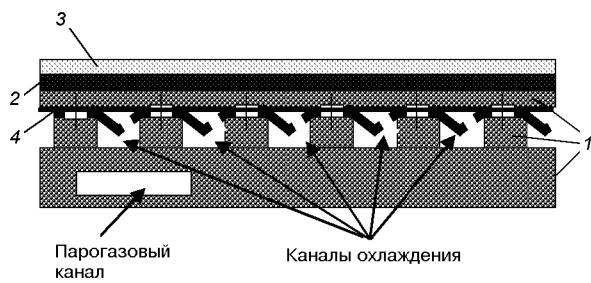


Рис. 4. Конструкция стенки многослойного корпуса планера второй ступени воздушно-космического самолета: 1 — материал углерод+углерод, 2 — графит, 3 — фторопласт, 4 — теплосъемник

кока к торцу. От кока в эти каналы подается вода, по мере нагрева она переходит в газообразное состояние под давлением. Принудительное охлаждение корпуса планера осуществляется при необходимости и достижении заданной предельной температуры, регулируется подачей воды под давлением полученного пара. Схема парогазовой системы представлена на рис. 5.

Итак, для снижения теплового воздействия применяется комплекс мер: развязка наружного корпуса и внутренних модулей, охлаждение наружного корпуса водой по внутренним каналам, применение жаростойких и теплостойких материалов, применение аблирующего многослойного наружного покрытия корпуса (фторопласт + графит), терmostатирование внутренних модулей, последовательное торможение входением в плотные слои атмосферы и выходом в более высокие с меньшей плотностью, охлаждение наружного корпуса излучением тепла при торможении в атмосфере, применение традиционного светлого покрытия для поверхностей, обращенных к Солнцу на орбите, и черного для поверхностей, обращенных к Земле.

Проведенные исследования [6—9] показали возможность использования различных материалов в значительном диапазоне температур:

- аблирующие покрытия и принудительное охлаждение применяются при температурах, превышающих 3500—3700 °C;

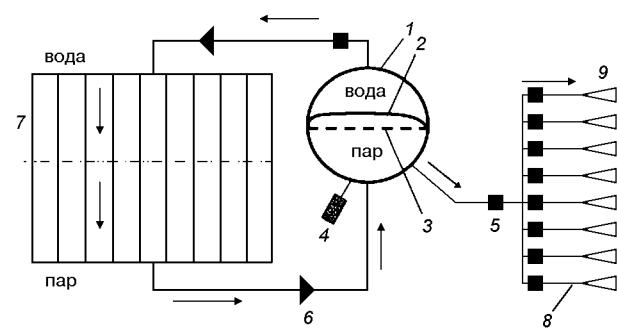


Рис. 5. Схема преобразования внешнего теплового воздействия на планер орбитального самолета ВКС при входе в плотные слои атмосферы в энергию газореактивных двигателей ориентации: 1 — бак водяной/паровой, 2 — гибкая мембрана бака, 3 — жесткая разделительная решетка бака, 4 — пороховой аккумулятор давления для наддува паровой полости бака, 5 — управляющий электропневмоклапан, 6 — обратный клапан, 7 — магистрали-теплообменники в корпусе планера, 8 — газовые каналы сопел газового двигателя ориентации, 9 — сопла двигателя ориентации

- в диапазоне температур 1260—1650 °C применяются конструкции из материала углерод+углерод и радиационное охлаждение конструкции;
- в диапазоне 800—1260 °C может использоваться высокотемпературная плиточная защита, примененная на космических кораблях многоразового использования «Буран» и «Space Shuttle» в т. ч. и для защиты от солнечного излучения;
- в диапазоне температур 370—800 °C может применяться гибкая тепловая защита (www.buran.ru).

Наиболее важным для нас представляется возможность многократного нанесения на поверхность планера покрытия (или его ремонта) из графита и фторопластового покрытия, которое полностью испаряется в гиперзвуковом полете до начала сублимации графита. Фторопластовое покрытие выполняет функцию защиты графитового покрытия и покрытия для отражения солнечного света (белое) и излучения тепла в пространство (черное).

Известно, что при возврате в атмосферу Земли, например после облета Луны или Марса, космический аппарат движется со скоростью 11—13 км/с [3]. При этом конвективный тепловой поток к поверхности может достигать 25 МВт/м², лучистый тепловой поток — 30 МВт/м², давление газа на поверхность — 30 Па, удельная энталпия торможения у поверхности — 19 МДж/кг, время воздействия нагрева — 25 с.

Для аппарата многоразового использования и оптимальных габаритов в таких условиях незаменима аблирующая тепловая защита (защита конструкции с потерей наружного «жертвенного слоя»). Аблирующее покрытие обладает высокой степенью надежности, саморегулированием расхода потребной массы охладителя, отсутствием вспомогательных систем [3]. Определены характеристики скорости уноса покрытия как для углепластика, фторопласта (температура разложения около 400 °C), так и для графита (температура сублимации 3800 °C) [3].

Основной «тепловой удар» в конструкции гиперзвукового аппарата принимает на себя покрытие графитом. Графит — аллотропическая модификация углерода, полимерный материал кристаллического строения. Он образован па-

раллельными слоями гексагональных сеток (плоскостей). В углах каждой ячейки расположены атомы углерода. Межатомное расстояние равно 0,143 нм. Между атомами действуют силы прочной ковалентной (химической) связи.

Графит не плавится при атмосферном давлении, а при превышении 3700 °C сублимирует. Качества природного графита невысоки, искусственный графит (технический и пиролитический), обладающий совершенной кристаллической структурой, высокой анизотропией свойств, является высокотемпературным конструкционным материалом.

Плотность искусственного пирографита 1950—2200 кг/м³.

Промышленность выпускает пирографит (продукт пиролиза метана, который осаждается на нагретых до 1000—2500 °C новых форм. В плоскости зерен пирографит хорошо проводит тепло, поэтому его можно использовать и как проводник тепла, и как изолятор (в поперечном сечении зерен). Коэффициент линейного расширения пирографита низкий: графит устойчив к воздействию тепловых ударов, что позволяет применить его как материал высокой жаропрочности и теплозащитный материал, работающий по принципу абляции (разрушение материала, сопровождающееся уносом его массы при воздействии горячего газового потока).

Все эти особенности пиролитического графита позволяют использовать его в качестве теплозащитного материала для наружной поверхности планера гиперзвукового атмосферного аппарата.

Недостатком графита является его склонность к окислению с выделением газообразных продуктов, начиная с температуры 400—800 °C. Обычно поверхность графита защищают введением легирующих добавок (Nb, Ta, Si), которые делают структуру графита легкозернистой, повышают его твердость и предел прочности.

Рассматриваемая нами конструкция гиперзвукового летательного аппарата — орбитального самолета двухступенчатого ВКС «Сура» позволяет осуществить терморегулирование, достаточное для обеспечения выхода на околоземную орбиту и возврата на поверхность Земли со скоростями не менее 13 км/с на высоте 300 км с торможением до скорости 6 км/с на высоте около 250 км и переходом на схему полета Зенгера (рис. 6).

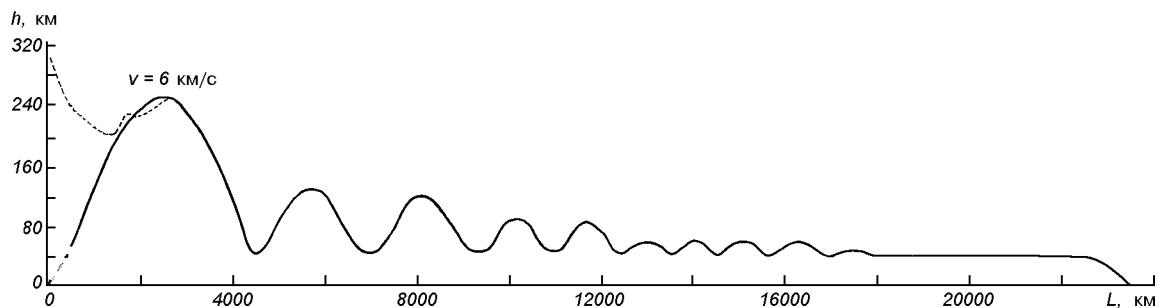


Рис. 6. Схема полета Эугена Зенгера. Пунктиром показан начальный этап схода ВКС с орбиты ВКС «Сура»

Принцип теплозащиты с применением внутреннего кратковременного принудительного охлаждения (время активного полета в атмосфере с максимальными тепловыми воздействиями около 25 с) и наружного многослойного аблирующего восстановляемого покрытия на основе пиролитического графита и фторопласта для наружного многослойного корпуса модульной конструкции из материала углерод+углерод (рис. 4) может быть применен и при разработке проектных критериев конструирования первой ступени воздушно-космического самолета — суборбитального самолета.

Рассматриваемая конструкция непилотируемого автоматического летательного аппарата может кратковременно использоваться при скоростях до 22 М на высотах 30—100 км в атмосфере Земли.

При этом охладитель корпуса используется как однокомпонентное рабочее тело газового двигателя ориентации в плотных слоях атмосферы. Теплоноситель перегревается до рабочей температуры поверхности корпуса 1250 °C и по множеству каналов передается в термоизолированный накопитель.

При угле входа в атмосферу, близком к 90°, для торможения и охлаждения путем теплового излучения может быть применена известная схема Эугена Зенгера [1], предложенная им вместе с Ирен Бредт в 1938—1942 гг. для полета бомбардировщика-антипода.

Накапленная энергия перегретого пара в результате охлаждения наружного корпуса используется в качестве рабочего тела для газореактивных рулей атмосферной ориентации — с помощью парогазовых сопел, расположенных в кормовой части, летательный аппарат осуществ-

ляет управляемый полет по затухающей синусоиде с «нырянием» в плотные слои атмосферы и выходом в более высокие ее слои при снижении скорости полета и охлаждении наружного корпуса за счет теплового излучения в окружающее пространство. Схема полета ОС воздушно-космического самолета «Сура» представлена на рис. 6. Масса второй ступени без нагрузки при входе в атмосферу равна 1.7 т, с возвращаемым спутником — 2 т.

Сопла парогазовых рулевых двигателей атмосферной ориентации выполнены в торцевой части наружного корпуса и направлены к оси летательного аппарата под углом, близким к 90°. В простейшем виде — сопло в виде насадки Лаваля, где за цилиндрической частью идет расширяющаяся часть, создающая условия для превращения потенциальной энергии в кинетическую. По команде из накопителя пара перегретый пар подается под давлением к группам сопел для изменения направления полета путем отклонения планера ОС от направления вектора полета (рис. 5). Таким образом, энергия нагрева наружного корпуса второй ступени воздушно-космического самолета при входе в плотные слои атмосферы преобразуется в энергию перегретого водяного пара, используемого в газореактивных (парогазовых) двигателях.

С учетом того, что в слоях пиролитического графита в горизонтальной плоскости (плоскости зерен) хорошо передается тепло, для предварительных расчетов можно принимать равномерное распределение температуры по всей аэродинамической поверхности планера ОС (кроме кормовой части). Желательно достигать величин охлаждения внутренней поверхности наружного корпуса ОС до 500 °C (что значительно ниже

допустимых температур для применяемых конструкционных материалов). Максимальная наружная температура равна 3700 °C (температура сублимации графита), однако согласно испытаниям аппаратов БОР можно принять максимальную температуру наружной поверхности 1650 °C, а разницу в 1100 °C требуется снизить за счет охлаждения корпуса ОС водой и ее трансформации в пар под давлением.

Из конструктивных соображений (прочность корпуса и эффективность работы парогазовых сопел двигателя ориентации) давление пара во внутренней полости можно ограничить величиной 10 МПа. Оптимальная величина давления определяется при конструировании.

Время полета ОС при возвращении на поверхность Земли с высоты 300 км до высоты 30 км (торможение парашютной системой) можно ограничить 120 с (средняя скорость полета 5 км/с)

Площадь наружной поверхности планера ОС (для предварительного расчета конус диаметром 2.5 м и высотой 9 м) равна $F = 34.21 \text{ м}^2$.

Объем парогазовой (изначально водяной полости) при высоте канала 5 мм и промежутках между каналами 5 мм равен

$$V_{\text{кан}} = F_{\text{кан}} \times h_{\text{кан}} = 17.105 \text{ м}^2 \times 0.005 \text{ м} = 0.0855 \text{ м}^3$$

или 85.5 л (85.35 кг при $t = 20^\circ\text{C}$ и $\gamma = 998.2 \text{ кг}/\text{м}^3$).

Запас воды на борту ОС определяется ее секундным расходом для обеспечения требуемого охлаждения при конструировании.

Толщина углеродного покрытия при конструкторских расчетах принимается равной 10 мм, толщина конструкционного углепластика наружной поверхности корпуса — 10 мм.

Принимается условие, что вся вода внутри корпуса испаряется и превращается в перегретый (сухой насыщенный) водяной пар с одновременным вытеснением и замещением водой с начальной температурой 20 °C.

Параметры перегретого пара: давление 100 кг/см²; температура 500 °C; удельный объем сухого насыщенного пара 0.03347 м³/кг; удельная энталпия 3.375 Мдж/кг; удельная энтропия 6.606 кДж/(кг·К).

Для справки: температура перегретого (сухого насыщенного пара) при давлении 100 кг/см² составляет 399.53 °C [5].

Мы не рассматривали расчеты траектории по-

лета ОС по схеме Зенгера, тепловые расчеты, расчеты запаса вода для охлаждения корпуса и расчеты парогазовых сопел — они выполняются при конструировании. Мы ограничились лишь выбором принципиальных решений для последующих расчетов и проектирования [4].

Заключение. Для обеспечения эффективной эксплуатации воздушно-космического самолета и его орбитального самолета, испытывающего максимальное тепловое воздействие, может быть применен комплекс защитных мер.

Для этого применяется схема с прерыванием полета в атмосфере и выходом на большую от достигнутой высоту для радиационного охлаждения наружного корпуса, используются сублимирующие покрытия, жароустойчивые материалы, конструктивно обеспечивается развязка наружного корпуса и внутренних узлов с их дополнительной защитой и термостатированием внутренней полости, а также используется принудительное охлаждение корпуса водой.

Учитывая достигаемую в этом случае кратковременность теплового воздействия, авторы считают возможным взять за основу такую схему при проведении проектирования и конструирования воздушно-космического самолета «Сура».

Полученная в результате теплового воздействия на летательный аппарат энергия частично используется для управления полетом, что повышает его энергетику при минимальном увеличении веса. Пар, используемый в соплах ориентации, по сути является аналогом продуктов горения кислородно-водородного двигателя. Как известно, такой ракетный двигатель обладает высокими техническими характеристиками.

1. Евстафьев М. Д. Долгий путь к «Буре». — М.: Вузовская книга, 1999.—112 с.
2. Кукушкин В. И., Левенко А. С., Сербин В. В. Выбор оптимальной компоновки воздушно-космического самолета // Шестая Укр. конф. по космич. исслед.: Сб. тез. (3—10 сентября 2006 г., НЦУИКС, Евпатория). — Киев, 2006.—С. 97.
3. Левенко А. С., Бардин А. Е., Гудыря В. Я. Привод газогидравлический // Шестая Укр. конф. по космич. исслед.: Сб. тез. (3—10 сентября 2006 г., НЦУИКС, Евпатория). — Киев, 2006.—С. 104.
4. Левенко А. С., Сичевой А. В. Некоторые аспекты проектирования теплозащиты воздушно-космического самолета от внешнего воздействия с повышением энергетики летательного аппарата // Шестая Укр. конф. по космич. исслед.: Сб. тез. (3—10 сентября 2006 г.,

- НЦУИКС, Евпатория). — Киев, 2006.—С. 98.
5. Машиностроение. Энциклопедический справочник. Том. 1. Кн. первая. Инженерные расчеты в машиностроении / Под ред. Е. А. Чудакова. — М.: Гос. научно-техн. изд-во машиностроительной лит-ры, 1947.—548 с.
 6. Тимошенко В. И., Фролов Г. А. Проблемы научно-методического обеспечения разработки и эксплуатации теплозащитных покрытий для термонапряженных элементов объектов ракетно-космической техники. 1. Математическое моделирование процессов деструкции теплозащитных материалов и покрытий // Космічна наука і технологія.—2003.—9, № 2/3.—С. 34—44.
 7. Фролов Г. А. Энергоемкость основных процессов поглощения тепла при аэродинамическом нагреве теплозащитных покрытий ракетно-космической техники. 1. Предельная энергоемкость внутренних процессов поглощения тепла при тепловом разрушении материалов // Космічна наука і технологія.—2003.—9, № 2/3.—С. 58—67.
 8. Фролов Г. А. Энергоемкость основных процессов поглощения тепла при аэродинамическом нагреве теплозащитных покрытий ракетно-космической техники. 2. Предельная энергоемкость поверхностных процессов поглощения тепла при тепловом разрушении материалов // Космічна наука і технологія.—2003.—9, № 2/3.—С. 68—76.
 9. Фролов Г. А., Пасичный В. В., Тимошенко В. И. Проблемы научно-методического обеспечения разработки и эксплуатации теплозащитных покрытий для термонапряженных элементов объектов ракетно-космической техники. 2. Экспериментальное моделирование аэrodinamического нагрева теплозащитных покрытий // Космічна наука і технологія.—2003.—9, № 2/3.—С. 45—57.
-
- SOME ASPECTS OF DESIGN OF THE
HEAT-SHIELDING OF AN AEROSPACE PLANE
WITH POWER INCREASE FOR THE FLYING DEVICE**
- A. S. Levenko, V. I. Kukushkin, A. V. Sichevoy*
- We consider some aspects of choosing methods and constructive decisions of protection against heating for the orbital plane of a two-level aerospace plane under conditions of operation and flight in the terrestrial atmosphere.

УДК 629.7

А. Н. Машенко¹, А. И. Федякин²

¹Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровськ

²Інститут технічної механіки НАН України і НКА України, Дніпропетровськ

Методологические аспекты создания космических ракетных комплексов с учетом требований безопасности

Надійшла до редакції 26.10.06

Пропонуються моделі для розробки космічних ракетних комплексів за критерієм бюджетної ефективності з урахуванням збитків від можливих аварій, для оцінки ймовірності яких використовується принцип гарантованого результату.

При осуществлении космической деятельности необходимо обеспечивать выполнение требований безопасности для жизни и здоровья населения, имущества всех форм собственности и окружающей среды. Безопасность достигается при проектировании, доказывается при сертификации, реализуется при изготовлении и подтверждается в эксплуатации [17].

Учитывая, что создание космического ракетного комплекса требует существенных затрат, реализация такого проекта может проводиться в рамках транснациональной компании, но со значительным государственным финансированием. При привлечении бюджетных средств критерием оптимальности при выборе облика космического ракетного комплекса и обосновании параметров его подсистем становится критерий бюджетной эффективности (отношение поступлений в бюджет к отчислениям из бюджета [15]).

Процесс проектирования ракеты-носителя (РН) разбивается на пять основных этапов [11]. На первом проводится анализ альтернативных вариантов РН, отличающихся массой полезной нагрузки $m_{\text{н}}$, компоновочной схемой, видом топлива, комплектующими и т. п., в результате которого, с учетом прогноза рынка запусков,

определяется масса полезной нагрузки m_{n} , обеспечивающая максимум показателя k_3 бюджетной эффективности

$$k_3 = \frac{D k_n}{Z}, \quad (1)$$

где D — прибыль (чистый доход), k_n — коэффициент, характеризующий долю отчисления прибыли в бюджет, Z — бюджетные затраты.

Прибыль i -го варианта на данном этапе прогнозируется с учетом приближенных исходных данных по аналогам:

$$D_i = [\Pi_i(m_{\text{н}i}, P_i) - C_i(\omega_T)] Q_{\Sigma} k_i - Y_i, \quad (2)$$

где $\Pi_i(m_{\text{н}i}, P_i)$ — цена пуска [11], P — надежность, $C_i(\omega_T)$ — себестоимость, зависящая от вектора технических параметров ω_T и определяемая по статистическим данным разработчика, Q_{Σ} — прогнозируемая суммарная потребность в пусках массы $m_{\text{н}i}$ на требуемую орбиту, k_i — коэффициент конкурентоспособности (доля рынка), Y_i — величина ущерба вследствие возможных аварий.

Величину ущерба Y_i будем определять как математическое ожидание смешанной случайной величины со смесью распределений:

$$Y = \int_{y_{\min}}^{y_{\max}} y F'(y) dy,$$

где y_{\min} и y_{\max} — наименьшее и максимально возможное значение ущерба, $F(y)$ — закон распределения ущерба:

$$F(y) = \begin{cases} 0 & \text{при } y < 0, \\ P_0 & \text{при } 0 \leq y \leq y_{\min}, \\ \sum_{i=1}^{n_0} q_i F_i(y) & \text{при } y_{\min} \leq y \leq y_{\max}, \end{cases} \quad (3)$$

Здесь q_i — вероятность возникновения аварий на i -м этапе ($i = 1, \dots, n_0$) жизненного цикла РН,

$$P_0 = 1 - \left[q_1 + (1 - q_1)q_2 + \dots + q_{n_0} \prod_{i=1}^{n_0-1} (1 - q_i) \right],$$

$F_i(y)$ — функции распределения ущерба на i -м этапе жизненного цикла.

Величина ущерба рассчитывается в зависимости от последствий аварий. При этом ориентировочно эквивалентом летального исхода могут быть следующие значения [9] (млн дол.): в США — 1.98, в Швейцарии — 1.71, Швеции — 1.63, Великобритании — 1.12, Финляндии — 1.1, Дании — 0.53, Испании — 0.07, Франции — 0.02, Бельгии — 0.02.

Для оценки вероятностей аварий на данном этапе целесообразно использовать значения, полученные по аналогии с использованием принципа гарантированного результата [3, 6], которые будут уточнены по результатам эскизного проектирования, когда появятся данные по режимам функционирования, λ -характеристикам комплектующих, геометрическим размерам несущих конструкций и т. п.

При отсутствии статистических данных принцип гарантированного результата может быть дополнением к методам математической статистики при обосновании законов распределения, типов случайных процессов, определении доверительных интервалов. Рассмотрим его использование на примере сферического баллона, нагруженного внутренним давлением, функция работоспособности которого зависит от пяти независимых случайных величин x_i [6]:

$$Z = \frac{2x_1 x_2}{r} x_3 - x_4 x_5,$$

где x_1 — предел прочности, x_2 — толщина, r — радиус (величина неслучайная), x_4 — действующее давление, x_3, x_5 — величины, учитывающие погрешности принятых моделей, влияние технологии изготовления с учетом человеческого фактора и т. п. Для каждого x_i предполагаются известными интервал изменения (допуск) и математическое ожидание (номинальное значение). Отметим, что для x_3 такая информация может быть получена по результатам контрольно-выборочных испытаний до разрушения, а для x_5 — по результатам телеметрии при полете ранее эксплуатировавшихся РН. При этом несущая способность выразится формулой $R = 2x_1 x_2 x_3 / r$, внутреннее давление — формулой $Q = x_4 x_5$.

Вероятность q возникновения аварии в рассматриваемом случае равна

$$\begin{aligned} q &= \int_{z_{\min}}^0 f(z) dz = \int_{R-Q}^0 \int_{R-Q} f(R) f(Q) dR dQ = \\ &= \int_{z < 0} \int_{z < 0} \int_{z < 0} \int_{z < 0} \prod_{i=1}^5 f_i(x_i) dx_i, \end{aligned} \quad (4)$$

где $f(z)$, $f(x_i)$ — плотности распределения, которые предполагаются неизвестными.

Численное моделирование проводилось для четырех случаев. Вначале оценка (4) вычислялась для случая, когда плотности $f(x_i)$ — распределения Пирсона I типа

$$f_i(x_i) = C \left(1 + \frac{x_i - \mu_i}{x_i^{\max} - \mu_i} \right)^l \left(1 - \frac{x_i - \mu_i}{\mu_i - x_i^{\min}} \right)^k, \quad (5)$$

где μ_i — математическое ожидание, x_i^{\min} и x_i^{\max} — минимальное и максимальное значения, l, k — показатели степеней.

Значения этих параметров приведены в табл. 1.

Затем по этим же данным определялись начальные моменты распределений от первого до четвертого порядков случайных величин Z, R, Q, x_i ($i = 1, \dots, 5$), которые являлись ограничениями при нахождении максимумов соответствующих выражений функционалов (4), зависящих от неизвестных плотностей $f(Z), f(R), f(Q)$,

Таблица 1. Исходные значения факторов

Фактор	μ_i	x_i^{\min}	x_i^{\max}	l	k
x_1	3221	3000	3500	29.06	24.32
x_2	0.2235	0.19	0.257	7.329	7.329
x_3	1.0	0.8	1.2	1	1
x_4	5.9	3.6	7.0	3.182	1
x_5	1.025	0.95	1.1	1	1

Таблица 2. Значения моментов функции работоспособности Z , несущей способности R и нагрузки Q

Порядок момента	Z	R	Q
1	4.35	10.4	6.05
2	20.33	109.09	36.98
3	100.99	1155.25	128.51
4	527.73	12344.2	1425.55

Таблица 3. Значения максимальных оценок вероятности аварии в зависимости от объема используемой информации

Количество моментов	Z	R, Q	x_i
1	0.6425	0.4695	0.2784
2	0.0702	0.0346	0.0303
3	0.0471	0.0135	0.0116
4	0.009	0.003	0.00011

$f(x_i)$. Значения моментов Z, R, Q , найденные по данным табл. 1, приведены в табл. 2.

В табл. 3 приведены значения максимальных оценок вероятностей аварий (МОВА) в зависимости от количества моментов для случая, когда плотности в функционалах (4) неизвестны. Данные табл. 3 позволяют сделать два вывода. Во-первых, применение подхода [5, 10] мало пригодно для практических целей, так как оценки вероятности аварий по сравнению со случаем, когда плотности распределений известны ($q = 10^{-9}$), получаются слишком завышенными. Во-вторых, при увеличении информации, используемой при расчете МОВА, точность возрастает, в связи с чем необходимо привлекать дополнительную информацию. В качестве такой информации предлагается использовать вид распределений факторов, характеризующих работоспособность, который может быть установлен

по статистическим данным об аналогах. Таким распределением, которое ограниченно, отличается разнообразием форм, имеет простой вид и широкое распространение для аппроксимации статистических данных, является распределение Пирсона I типа (5).

В зависимости от знака производной функции работоспособности $\partial z / \partial x_i$ и асимметрии распределения при унимодальном виде кривой Пирсона I типа МОВА обеспечиваются следующими значениями параметров l и k распределений факторов:

при $\frac{\partial z}{\partial x_i} > 0$ —

$$l = 1, \quad k = 2 \frac{A_2}{A_1} - 1, \quad \text{если } A_1 < A_2,$$

$$l = \frac{A_1}{A_2} - 1, \quad k = 0, \quad \text{если } A_1 > A_2;$$

при $\frac{\partial z}{\partial x_i} < 0$ —

$$l = 0, \quad k = \frac{A_2}{A_1} - 1, \quad \text{если } A_1 < A_2,$$

$$l = 2 \frac{A_1}{A_2} - 1, \quad k = 1, \quad \text{если } A_1 > A_2.$$

В этом случае значения МОВА значительно меньше, чем приведенные в табл. 3: при использовании информации о допуске и математическом ожидании z оценка q оказалась равной 0.029, при известных допусках и математических ожиданиях R и Q она равна 0.0061, при известных допусках и математических ожиданиях четырех факторов (x_1, x_2, r, x_4) $q = 9 \cdot 10^{-5}$. Отметим, что и в этом случае подтверждается свойство уменьшения МОВА при увеличении информации о числе факторов.

Для многих систем и элементов РН при оценке времени t до отказа используется экспоненциальное распределение с известной интенсивностью отказов:

$$F(t) = 1 - e^{-\lambda t},$$

которое дает верхнюю оценку вероятности отказа на интервале времени от нуля до математического ожидания [2]. Однако если для λ известен только интервал изменения $|\lambda^{\min}, \lambda^{\max}|$ и

математическое ожидание μ_λ , то для расчета МОВА также целесообразно использовать распределение Пирсона I типа (5). В этом случае

$$F(t) = 1 - c \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} e^{-\lambda t} \left(1 + \frac{\lambda - \mu_\lambda}{A_1}\right)^l \left(1 - \frac{\lambda - \mu_\lambda}{A_2}\right)^k d\lambda.$$

Если факторы, характеризующие работоспособность, представляются случайными процессами, то для расчета МОВА может быть использована методика на основе [6]. Многомерное распределение, характеризующее случайный процесс, в работе [6] представлено в виде разложения в кратный ряд по системе ортонормированных полиномов с весовыми функциями в виде маргинальных распределений в сечениях процесса и коэффициентами разложения, зависящими от моментов, в том числе и смешанных различных порядков.

Подход к оценке МОВА при отсутствии статистики реализаций заключается в следующем. Для определенного числа сечений случайного процесса моделируются случайные величины, имеющие распределение Пирсона I типа (5). По этим данным строятся реализации случайного процесса таким образом, чтобы вычисленные по ним смешанные моменты давали верхнюю оценку вероятности выброса функции работоспособности за нулевой уровень (т. е. МОВА). При этом необходимо использовать статистическую информацию (по аналогам) о допусках факторов в сечениях процесса и интервал возможных изменений реализаций от сечения к сечению. Количество итераций для обоснования необходимого числа сечений процесса определяется требуемой точностью расчетов.

С учетом того, что значительная часть аварий (45 % на АЭС, 60 % в авиации, 80 % на море [8]) происходит из-за человеческих ошибок, при оценке безопасности необходимо учитывать надежность человека [7].

Оценка влияния на безопасность надежности функционирования персонала включает [16]:

- оценку вероятности безотказной работы отдельного исполнителя с учетом надежности сопряженных с ним технических средств информационного и моторного полей:

$$\begin{aligned} F = & \{F_0 F_1 [F_2 (1 - F_0) + F_0] F_3 (1 - F_4) + F_4\} \times \\ & \times [1 - Q_T (1 - F_0)]^2, \end{aligned}$$

где F_0 — вероятность выполнения требуемых действий, F_1 — вероятность своевременного приема и обработки информации, F_2 — вероятность правильного решения, F_3 — вероятность правильной реализации решения, F_4 — реализация самоконтроля, Q_T — вероятность отказа технических средств,

- рекуррентную процедуру оценки вероятностей обеспечения «страховки» от неправильных действий:

$$f_k = f_{k-1}^d + \sum_{i=1}^d C_d^i f_{k-i}^{\beta(i)} (1 - f_{k-1})^i,$$

где C_d^i — биномиальные коэффициенты, $\beta(i) = [(d+1-i)^2 + d]/(d+1-i)$, d — норма управляемости, $k = 0, \dots, L$ — уровни иерархии.

Для f_0 имеем

$$f_0 = F^d + i = 1 \sum_{i=1}^d C_d^i F^{\beta(i)} (1 - F)^i.$$

Для всего персонала организационной структуры $F_n = f_L$, где f_L — конечное значение рекуррентной процедуры при шаге $k = L$.

В качестве примера исходных данных для расчетов по этой схеме может служить информация, приведенная в работе [1], где указаны возможные виды потенциальных ошибок, совершаемых операторами, даны причины ошибок, вероятности ошибок и их исправления. При этом учитываются вид работы (рутинная или нет), наличие инструкций, стресса, стаж.

Далее остановимся на оценке конкурентоспособности, которая определяется многими локальными показателями: техническими, экономическими, нормативными, экологическими, национальными и др. При этом отметим два момента. Построение интегрального показателя невозможно без привлечения дополнительной информации. Учитывая, что прогнозирование конкурентоспособности — ключевой момент разработки, определяющий целесообразность создания комплекса, в качестве дополнительной информации необходимо использовать систему предпочтений Лица, принимающего решение, как ответственного за проект в целом. При этом целесообразно применить алгоритмы теории многокритериальной полезности [11, 16] при количественных локальных показателях или верbalного анализа решений [8] при качественных локальных показателях. Оба подхода

используют попарное сравнение двух градаций двух показателей, при котором, как показали психологические эксперименты [8], человек совершают меньше всего ошибок при принятии решений.

Коэффициент конкурентоспособности k_i (доля рынка), от которого зависит прибыль (2), предлагается определять по формуле

$$k_i = \frac{\xi_i(\omega)}{N_k} + \xi_0, \\ \xi_i(\omega) + \sum_{j=1}^k \xi_j(\omega)$$

где $\xi_i(\omega)$, $\xi_j(\omega)$ — интегральные функции ценности (ИФЦ) i -го изделия и j -х изделий-конкурентов, $\omega = \{\omega_1, \dots, \omega_k\}$ — вектор локальных функций ценности ω_i ($i = 1, \dots, k$), учитываемых при расчете ξ_i , ξ_j , $\xi_0 = \delta_\phi - \delta_p$ — разность между фактической и расчетной долями рынка (коэффициентами конкурентоспособности), определяемая с учетом статистических сведений об изделиях-аналогах, причем

$$\delta_\phi = \frac{D_{i\phi}}{N_{k\phi}}, \quad \delta_p = \frac{\xi_{ia}(\omega)}{\xi_{ia}(\omega) + \sum_{j=1}^k \xi_{ja}(\omega)},$$

где $D_{i\phi}$, $D_{j\phi}$ — фактические значения суммарного дохода за период T , $N_{k\phi}$ — фактическое число эксплуатировавшихся изделий за период T , $\xi_{ia}(\omega)$, $\xi_{ja}(\omega)$ — ИФЦ изделий, эксплуатировавшихся в период T .

Введение фактора ξ_0 позволяет учесть погрешности расчета коэффициента δ_p из-за невозможности учета влияния на конкурентоспособность маркетинговых, национальных и т. п. факторов.

При построении интегральной функции ценности возникают две основные задачи: обоснование состава локальных критериев, характеризующих с достаточной представительностью ИФЦ, и обоснование формы ИФЦ.

Решение первой задачи основывается на использовании функции доверия [14, 16], а второй — на основе справедливости некоторых аксиом [8, 16].

Рассмотрим пример определения расчетного значения коэффициента конкурентоспособности δ_p с использованием алгоритма ЗАПРОС (Замкнутые Процедуры у Опорных Ситуаций) вер-

Таблица 4. Перечень локальных показателей и их градаций

Код показателя	Название показателя	Код градации	Название градации
<i>A</i>	Цена	<i>A1</i>	Высокая
		<i>A2</i>	Средняя
		<i>A3</i>	Низкая
<i>B</i>	Надежность	<i>B1</i>	Высокая
		<i>B2</i>	Средняя
		<i>B3</i>	Низкая
<i>C</i>	Безопасность	<i>C1</i>	Большая
		<i>C2</i>	Умеренная
		<i>C3</i>	Низкая

Таблица 5. Качественное описание альтернатив

Изделие	Цена	Надежность	Безопасность
<i>X</i>	<i>A1</i>	<i>B2</i>	<i>C3</i>
<i>Y</i>	<i>A2</i>	<i>B3</i>	<i>C1</i>
<i>Z</i>	<i>A3</i>	<i>B1</i>	<i>C2</i>

бального анализа решений [8]. Пусть требуется оценить конкурентоспособность трех вариантов проектов X , Y , Z РН одного класса, характеризующихся показателями, приведенными в табл. 4, 5.

После сбора необходимой информации всем трем альтернативам была дана оценка по перечисленным показателям (табл. 6).

Необходимо сравнить и упорядочить векторные оценки $x = (A1, B2, C3)$, $y = (A2, B3, C1)$, $z = (A3, B1, C2)$, соответствующие вариантам X , Y , Z с учетом системы предпочтений ЛПР.

Рассмотрение начинается с идеальной альтернативы (первая опорная ситуация) $L = (A1, B1, C1)$, имеющей по всем показателям лучшие оценки.

Вместо альтернативы L ЛПР предлагаются на рассмотрение две другие альтернативы L_A и L_B , отличающиеся от L только тем, что:

- по сравнению с L качество альтернативы L_A понизилось по показателю A до градации $A2$, $L_A = (A2, B1, C1)$,
- по сравнению с L качество альтернативы L_B понизилось по показателю B до градации $B2$, $L_B = (A1, B2, C1)$.

Перед ЛПР ставится вопрос: какую из этих двух альтернатив (L_A или L_B) Вы предпочтете?

Таблица 6. Количественные оценки альтернативных проектов

Проект	Вербальная оценка по показателям			Ранговая оценка			Число ранговых оценок	
	A	B	C	по ЕПШ	по убыванию рангов	суммарная	N^+	N^-
X	1	2	3	7 4 1	7 4 1	12	0	4
Y	2	3	1	6 3 7	7 6 3	16	4	0
Z	3	1	2	2 7 5	7 5 2	14	2	2

Возможные варианты ответов ЛПР:

- а) L_A лучше, чем L_B ,
- б) L_B лучше, чем L_A ,
- в) L_A и L_B равноценны.

Пусть ЛПР ответил: L_A лучше, чем L_B . Высказанное предпочтение ЛПР можно записать условно в виде $A2B1C1 \rightarrow A1B2C1$, т. е. понижение качества альтернативы L до градации $A2$ предпочтительнее, чем понижение качества до градации $B2$ ($A2 \rightarrow B2$).

Таким образом, имеем $A1, B1 \rightarrow A2 \rightarrow B2$.

Аналогичный вопрос ставится перед ЛПР при сравнении следующей пары альтернатив L_A и L_B с градациями: $L_A = (A3, B1, C1)$ и $L_B = (A1, B2, C1)$. Пусть ЛПР ответил: L_B лучше, чем L_A . Это означает, что $B2 \rightarrow A3$. Следовательно, $A1, B1 \rightarrow A2 \rightarrow B2 \rightarrow A3$.

Нетрудно убедиться, что проводя подобные сравнения, можно упорядочить градации критериев A и B в соответствии с предпочтениями ЛПР и построить для двух критериев объединенную шкалу градаций качества — парную порядковую шкалу (ППШ). Другими словами, ответы ЛПР на приведенные выше вопросы позволяют объединить шкалу критерия A и шкалу критерия B в единую шкалу критериев A и B .

Пусть в результате приведенных сравнений получены следующие ППШ:

$$A1, B1 \rightarrow A2 \rightarrow B2 \rightarrow B3 \rightarrow A3,$$

$$A1, C1 \rightarrow A2 \rightarrow C2 \rightarrow A3 \rightarrow C3,$$

$$B1, C1 \rightarrow C2 \rightarrow B2 \rightarrow B3 \rightarrow C3.$$

С помощью процедуры «разработка графа» [8] строится общая единная порядковая шкала (ЕПШ), начальной точкой которой является сочетание всех лучших оценок ($A1, B1, C1$). Удаляем из графа эту точку и определяем недоминирующую оценку на ППШ (в нашем случае — $A2$). Эту оценку помещаем на ЕПШ и удаля-

ем из графа. Так продолжается до переноса всех оценок на общую ЕПШ, которую условно можно считать ИФЦ для качественных критериев. В рассматриваемом примере ЕПШ имеет вид $A1, B1, C1 \rightarrow A2 \rightarrow C2 \rightarrow B2 \rightarrow B3 \rightarrow A3 \rightarrow C3$.

Присвоим ранг 1 последней точке ЕПШ, ранг 2 — предпоследней и т. д. Укажем в скобках ранги градаций ЕПШ: $A1, B1, C1$ (7) to $A2$ (6) to $C2$ (5) to $B2$ (4) to $B3$ (3) to $A3$ (2) to $C3$ (1).

Заменим в каждой векторной оценке, X, Y и Z , описывающей реальный проект, градации критериев на соответствующие ранги (результат этой операции представлен в 5-й графе табл. 6). Затем полученные ранговые оценки перепишем в порядке убывания рангов (6-я графа табл. 6).

По этим данным подсчитываем суммарный ранг и числа ранговых оценок i -го проекта больших (N^+) и меньших (N^-) величин ранговых оценок альтернативных проектов (графы 7, 8, 9 табл. 6). Например, для проекта X ранг 4 меньше рангов 6 и 5, а ранг 1 меньше рангов 3 и 2, т. е. $N^+ = 0$, $N^- = 4$.

Расчетное значение коэффициента конкурентоспособности δ_p на основании полученной информации может быть найдено из выражения

$$\delta_{p_i} = \frac{R_i + N_i^+ - N_i^-}{\sum_{i=1}^n R_i},$$

где R_i — сумма рангов i -го проекта ($i = 1, \dots, n$).

В рассматриваемом случае получено $\delta_x = 0.19$, $\delta_y = 0.48$, $\delta_z = 0.33$.

Предложенный подход позволяет для рассматриваемых альтернативных вариантов РН рассчитать прибыль (2), показатель бюджетной эффективности (1) и выбрать наилучший вариант с массой полезной нагрузки m_{hi} и необходимыми параметрами орбиты. Дальнейшие этапы разработки аналогичны предложенным в работе [11]: традиционное детерминированное проектирова-

ние по критерию m_{hi} , построение с учетом полученных данных зависимостей массы и стоимости с надежностью и безопасностью, определение оптимальных значений надежности и безопасности и соответствующих им масс и стоимостей по критерию (1). Для систем стартового комплекса ограничениями являются срок службы [12] и, в большинстве случаев, требование запуска в «стартовом окне» [13].

Как показывают предварительные расчеты, только за счет оптимального распределения надежности и массы подсистем РН имеется возможность увеличения полезной нагрузки до 30 % с соответствующим повышением конкурентоспособности и прибыли.

ВЫВОДЫ

В условиях рыночных отношений и выхода Украины на международный рынок запусков, необходимости сертификации космической техники все большее значение приобретает проблема обеспечения ее безопасности [4].

Рассмотренный подход к проектированию космических ракетных комплексов позволяет обосновать количественные требования безопасности к составляющим подсистемам и учесть их при разработке. Для практической реализации предложенного подхода целесообразно создание системы поддержки принятия решений, включающей базы данных о трудоемкости, надежности и безопасности, а также информационные технологии для принятия решений.

1. Безопасность жизнедеятельности: Учебник для вузов. — 4-е изд. и доп. / Под ред. С. В. Белова — М.: Выш. шк., 2004.—606 с.
2. Беляев Ю. К., Богатырев В. А., Болотин В. В. и др. Надежность технических систем: Справочник / Под ред. И. А. Ушакова. — М.: Радио и связь, 1985.—С. 62.
3. Гермейер Ю. Б. Введение в теорию исследования операций. — М.: Наука, 1975.—384 с.
4. Закон України «Про космічну діяльність» від 15 листопада 1996 р. // Відомості Верховної Ради України.—1997.—№ 1.—Ст. 2.—(№ 502/96-ВР).
5. Карлин С., Стадден В. Чебышевские системы и их применение в анализе и статистике. — М.: Наука, 1976.—568 с.

6. Конюхов С. Н., Федякин А. И. Вероятностно-статистические методы проектирования систем космической техники. — Днепропетровск: Ин-т технич. мех. НАН Украины и НКА Украины, 1997.—250 с.
7. Кристенсен Ж., Мейстер Д., Фоули П. и др. Человеческий фактор.: Пер. с англ. — М.: Мир, 1991.—Т. 1: Эргономика — комплексная научно-техническая дисциплина.—599 с.
8. Ларичев О. И. Теория и методы принятия решений, а также Хроника событий в Волшебных Странах: Учебник. — М.: Логос, 2000.—296 с.
9. Левицька С. Економічна оцінка безпеки на залізничних переїздах // Экономика Украины.—2004.—№ 7.—С. 88—90.
10. Марков А. А. Избранные труды. — М.-Л.: ОГИЗ, 1948.—412 с.
11. Машченко А. Н., Федякин А. И. Методологические аспекты проектирования ракеты-носителя по критерию экономической эффективности // Космічна наука і технологія.—2004.—10, № 2/3.—С. 68—73.
12. Машченко А. Н., Федякин А. И. Прогнозирование срока службы изделий с учетом информации о параметрах, характеризующих работоспособность // Техн. мех.—2005.—№ 1.—С. 156—162.
13. Машченко А. Н., Федякин А. И., Жук С. С. Оценка вероятности времени выполнения предстартовой подготовки ракеты-носителя // Техн. мех.—2006.—№ 1.—С. 167—170.
14. Машченко А. Н., Федякин А. И., Мамчук В. М. Обоснование интегрального критерия качества наукоемких альтернатив // Питання оптимізації обчислень (ПОО - XXXII), присвячені пам'яті академіка В. С. Михалевича: Праці Міжнар. конф. — Київ: Ін-т кібернетики ім. В. М. Глушкова, 2005.—С. 148—149.
15. Морозова Т. Г., Пикулькин А. В., Тихонов В. Ф. и др. Прогнозирование и планирование в условиях рынка: Учеб. пособие для вузов / Под ред. Т. Г. Морозовой, А. В. Пикулькина. — М.: ЮНИТА-ДАНА, 1990.—318 с.
16. Николаев В. И., Брук В. М. Системотехника: методы и приложения. — Л.: Машиностроение, 1985.—199 с.
17. Новожилов Г. В., Неймарк М. С., Цесарский Л. Г. Безопасность полета самолета. Концепция и технология. — М: Машиностроение, 2003.—144 с.

METHODOLOGICAL ASPECTS OF SPACE ROCKET COMPLEX CONSTRUCTION WITH CONSIDERATION FOR SAFETY REQUIREMENTS

A. N. Mashchenko, A. I. Fedjakin

We propose some models for development space rocket complexes with the use of the budgetary effectiveness criteria with taking into account the damages of possible accidents. The assured result principle is used to determine accident probability.

А. П. Манин

БАТ Науково-виробничий випробувальний центр «Армінт», Москва, Росія
post@armint.ru

Инвариантно-регуляризированная обработка измерений текущих навигационных параметров КА и ракет-носителей

Надійшла до редакції 26.10.06

Досліджується системний підхід до розв'язування задач оцінювання руху космічних апаратів, в основу якого покладено інваріантно-групові властивості моделей рух-спостереження. Використовується та обставина, що більшість математичних моделей «рух-спостереження» характеризуються сукупністю інваріантів, які можна використати при розв'язуванні задач ідентифікації і оцінювання параметрів руху.

Оценивание параметров движения космического аппарата (КА) или ракеты-носителя (РН) обладает следующей спецификой.

Чтобы судить о работоспособности КА или РН, требуется по результатам измерений наблюдаемых параметров оценить не только параметры траектории, но и идентифицировать модели движения. Очень часто в силу уникальности процедуры управления КА или испытания РН статистические характеристики параметров движения и наблюдения отсутствуют. Задаются лишь значения модулей, ограничивающих пределы возможных погрешностей и возмущений. Объект управления (ОУ) часто бывает групповым и требуется решать задачи отождествления и селекции.

Практика летных испытаний летательных аппаратов (ЛА) (космических аппаратов, ракет) показывает, что измерительная обстановка в районе измерительного комплекса имеет большую степень неопределенности: движение совершается по сложным траекториям, отсутствуют статистические характеристики условий проведения уникального эксперимента, отказы измерительных систем и каналов создают структурную неопределенность задачи. Применяемые

для обработки измерений классические алгоритмы из-за этого часто отказывают. Все это требует поиска дополнительных мер, повышающих надежность испытаний.

Есть различные подходы к решению подобных задач [1, 2]. Принципиальным вопросом является выбор такого класса моделей, которые отражают физическую сущность движения и вместе с тем обладают набором признаков, обеспечивающих распознавание моделей движения.

Рассмотрим, например, типовое представление модели движения ОУ:

$$\frac{dx}{dt} = Q(x, u, w, t), \quad x(t_0) = x_0, \quad t \in [t_0, T], \quad (1)$$

где $x = x(t) \in R^{n_0}$ — расширенный вектор состояния КА, $u = u(t) \in R^{m_0}$ — вектор известных управляющих воздействий на объект; $w = w(t) \in R^{l_0}$ — вектор неизвестных воздействий на объект (как случайных, так и неслучайных), $Q = Q(\cdot) \in R^{n_0}$ — заданная вектор-функция, обеспечивающая выполнение условий существования и единственности решения уравнения (1).

Уравнение наблюдения в общем случае зададим в виде

$$h(t) = g(x, \varphi, v, t), \quad h(t) = h \in R^{n_1}, \quad (2)$$

где $g = g(t) \in R^{n_1}$ — известная вектор-функция; $\varphi = \varphi(t) \in R^{m_1}$ — вектор известных воздействий, характеризующих перестройку (адаптацию) канала наблюдения; $v = v(t) \in R^{l_1}$ — вектор неизвестных воздействий (в том числе и случайных помех) на канал наблюдения.

Наиболее сложно выразить функцию $Q = Q(\cdot) \in R^{n_0}$, адекватно представляющую физическую сущность движения. Отклонение ее от реальной модели может привести к потере устойчивости процедуры оценивания и усложнению задачи идентификации.

К вопросу описания модели движение-наблюдение можно подойти иначе. В основу кладется то положение, что большинство математических моделей «движение-наблюдение» характеризуется совокупностью инвариантов, которые можно использовать при решении задач идентификации и оценивания параметров движения. Под инвариантами понимаются функции, не изменяющиеся от действия любого линейного преобразования. Например, баллистическое движение ОУ в поле тяготения Земли, описываемое системой шести дифференциальных уравнений, полностью представляется шестью первыми интегралами-инвариантами, через которые находится аналитическое описание движения. Это позволяет использовать инварианты в качестве признаков принадлежности ОУ к заданной модели. На малых отрезках это позволяет свести решение задачи оценивания координат ОУ к оценке пути прохождения ОУ по известной кривой.

Общее представление проблемы оценивания и идентификации движения.

Дано:

$M = (G, U, \Phi, T)$ — множество моделей движения,

$Z = (Y, H, G, \Theta, T)$ — множество моделей наблюдения,

$\{J\}$ — совокупность критериев,

где G — множество параметров состояния, U — множество входных воздействий, Φ — множество операторов перехода, T — множество моментов времени, Y — множество наблюдаемых параметров, H — множество операторов преобразования G в Y , Θ — множество погрешностей измерения; U и Θ ограничены по норме $\|\bullet\| = \{\|\bullet\|_{(k)}, k = 1, 2, \dots, \Lambda\}$.

Требуется:

определить множество операторов $A : Z \rightarrow M$, удовлетворяющих J .

МОРФОЛОГИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ

1. Сложная пространственно-временная, в общем случае нелинейная интегро-дифференциальная модель движения-наблюдения представляется совокупностью (полем) инвариантов. Между исходной моделью и указанным полем есть взаимооднозначное соответствие.

2. Инварианты представляют собой простейшие малоразмерные алгебраические функции от переменных, входящих в состав расширенного вектора состояния ЛА.

3. Инварианты должны иметь ясный физико-геометрический смысл и отражать отдельные частные стороны всей задачи (обобщенной модели движения-наблюдения) многопозиционного сопровождения ЛА.

4. Основное свойство инвариантов состоит в том, что при подстановке в них точных решений исходной модели движения-наблюдения они сохраняют постоянное значение на всем интервале наблюдения.

5. С учетом свойств, перечисленных в пунктах 1—4, найденные инварианты предлагается использовать в качестве признаков обобщенной классификации множества моделей движения-наблюдения.

6. На основе проведенной классификации производится сужение множества решений основной задачи оценивания движения ЛА путем последовательного решения частных целевых задач типа отождествления данных, селекции истинных и ложных точек пересечения пеленгов, компенсации постоянных, медленно изменяющихся и сингулярных ошибок измерений и т. д.

7. Последовательное сужение множества решений с использованием отдельных инвариантов минимальной размерности приводит к построению устойчивых алгоритмов решения целевых задач, и как следствие, — к регуляризации основной задачи оценивания движения ЛА (в соответствии с классической теорией регуляризации инварианты играют роль стабилизирующих функционалов).

8. В условиях структурно-параметрической неопределенности задачи оценивания (нештатные ситуации, сбои, отказы и т. д.) в поле инвариантов-признаков выделяются признаки подкласса устойчивых измерительных структур, позволяющих обеспечивать инвариантно-регуляризованное решение основной задачи оценивания движения ОИ. В связи с этим при решении задач оценивания движения целесообразно выявлять инвариантно-групповые свойства модели движения-наблюдения.

Сущность инвариантно-группового подхода заключается в следующем. Обычно при описании движения объекта применяются пространственно-временные модели, имеющие не менее шести степеней свободы. Реально инерционные объекты малочувствительны к боковым возмущениям, и реакция на них проявляется через относительно большие промежутки времени. Это можно использовать для повышения устойчивости алгоритмов обработки.

В этих целях для описания сложного пространственно-временного движения объекта используется относительно простая модель, обладающая совокупностью инвариантов (независимых констант), присущих движению. Эта модель путем группового преобразования «подготавливается» к реальному движению. Для этих целей используется групповое преобразование Ли.

Под семейством преобразований Ли понимается преобразование реальных пространственных координат и параметра времени некоторой выбранной модели-измерения в другое координатно-временное пространство, такое, при котором модель движения-измерения существенно упрощается при сохранении инвариантов (независимых постоянных) исходной модели и возможности обратного преобразования. В результате, например, движение объекта в трехмерном пространстве с тремя степенями свободы преобразуется в движение объекта на линии, определенной в трехмерном пространстве. При этом положение объекта на линии зависит от группового параметра преобразования, и задача определения параметров траектории объекта распадается на две задачи: определение по признакам-инвариантам модели движения-измерения и определение параметров траектории по упрощенной процедуре. Такая технология в неблагоприятных условиях дает устойчивые оценки движения

в сравнении с классическими, так как она оперирует признаками-инвариантами. При благоприятных условиях классические методы дают более точные результаты.

Такими приемами в усеченном виде пользовались и ранее. Известно, что баллистическое движение характеризуется шестью инвариантами — тремя интегралами Лапласа и тремя интегралами площадей. По априорным данным и измерениям определяются приближенно эти инварианты. Полученную эллиптическую модель можно путем группового преобразования (вращения, смещения, растяжения и т. д.) по результатам измерения моментов времени нахождения объекта на эллиптической линии с достаточной точностью вписать в реальное движение. Такие групповые преобразования, отвечающие условиям сохранения инвариантов, т. е. тождественности, замкнутости и обратимости, присущи семейству преобразования Ли.

Часто для решения задачи требуется оценивать только групповой параметр, например смещение по времени или смещение истинной аномалии.

Если априорные сведения не точны, то можно сформировать сетку инвариантов и выбрать по опытным данным ту совокупность, которая наиболее точно отражает движение объекта испытания. В аналитическом плане суть инвариантно-группового анализа модели (1) заключена в следующем. Соотношения

$$T_a : \begin{cases} \tilde{t} = h(\lambda, t, a), \\ \tilde{\lambda}_i = g_i(\lambda, t, a), \quad i = 1, 2, \dots, n, \end{cases} \quad (3)$$

где $a \in \Delta_a \subset R^1$, определяют в пространстве R^{n+1} однопараметрическую непрерывную локальную группу преобразований Ли $G_{\text{Ли}}^1$, если функции $h(\lambda, t, a)$, $g_i(\lambda, t, a)$ трижды непрерывно дифференцируемы по совокупности своих аргументов, и в некоторой окрестности «нулевого» значения a_0 группового параметра a выполняется условие

$$\begin{aligned} & h[g(\lambda, t, a), h(\lambda, t, a), b] = h[\lambda, t, \tilde{\varphi}(a, b)], \\ & g_i[g(\lambda, t, a), h(\lambda, t, a), b] = \\ & = g_i[\lambda, t, \tilde{\varphi}(a, b)], \quad i = 1, \dots, n, \\ & h(\lambda, t, a_0) = t, \quad g_i(\lambda, t, a_0) = \lambda_i, \\ & i = 1, 2, \dots, n, \end{aligned} \quad (4)$$

где

$$g(\lambda, t, a) = [g_i(\lambda, t, a), i = 1, 2, \dots, n]^T.$$

Особенность семейства преобразований (3) состоит в том, что естественное координатно-временное пространство (λ, t) , в котором определено движение ЛА, преобразуется в некоторое виртуальное координатно-временное пространство $(\tilde{\lambda}, t)$, в котором исходная модель движения существенно упрощается. Все операции и в том, и в другом пространствах эквивалентны.

К числу простейших групп $G_{\text{Ли}}^l$ можно отнести группы сдвига, вращения, растяжения и группу проективных (дробно-линейных) преобразований.

Группу $G_{\text{Ли}}^l$ вполне характеризует ее инфинитезимальный оператор

$$X = \xi \frac{\partial}{\partial t} + \sum_{i=1}^n \eta_i \frac{\partial}{\partial \lambda_i}, \quad (5)$$

координаты которого $\xi = \xi(\lambda, t)$, $\eta_i = \eta_i(\lambda, t)$, $i = 1, 2, \dots, n$ связаны с конечными преобразованиями (3) группы $G_{\text{Ли}}^l$ следующим образом:

$$\begin{aligned} \xi &= \left. \frac{\partial h(\lambda, t, a)}{\partial a} \right|_{a=0}, \\ \eta_i &= \left. \frac{\partial g_i(\lambda, t, a)}{\partial a} \right|_{a=0}, \quad i = 1, 2, \dots, n. \end{aligned} \quad (6)$$

В свою очередь, конечные преобразования (4) группы $G_{\text{Ли}}^l$ можно восстановить по известному оператору (5), решив систему обыкновенных дифференциальных уравнений

$$\begin{aligned} \frac{d\tilde{t}}{da} &= \xi(\tilde{\lambda}, \tilde{t}), \\ \frac{d\tilde{\lambda}_i}{da} &= \eta_i(\tilde{\lambda}, \tilde{t}), \quad i = 1, 2, \dots, n \end{aligned} \quad (7)$$

при начальных условиях $\tilde{t}(0) = t$, $\tilde{\lambda}_i(0) = \lambda_i$.

Функция $F(\lambda, t)$ называется инвариантом группы $G_{\text{Ли}}^l$, если для любых значений λ, t, a выполнено условие

$$F[h(\lambda, t, a), g(\lambda, t, a)] = F(\lambda, t). \quad (8)$$

Известно, что функция $F(\lambda, t)$ есть инвариант группы $G_{\text{Ли}}^l$ в том и только в том случае, если справедливо равенство

$$XF = 0. \quad (9)$$

На основе применения групп преобразований Ли сравнительно легко решается вопрос о количественном и качественном составе независимых инвариантов. Использование в качестве составляющих вектора фильтруемых параметров независимых инвариантов позволяет уменьшить размерность задачи фильтрации и свести ее по существу к сдаче идентификации некоторой конечно-аналитической модели, заданной группой преобразований Ли. Применение простейших базисных групп сдвига, вращения, растяжения и т. д. позволяет строить сколь угодно сложные групповые модели, обладающие требуемой «гибкостью» (необходимым числом степеней свободы) и имеющие ясный физический смысл.

Рассмотрим простейший пример. Пусть некоторое сложное движение в двумерном пространстве достаточно хорошо на непродолжительных отрезках времени T аппроксимируется эллиптической траекторией

$$\begin{aligned} x_1 &= \cos ax_0 \cos \Omega t + \sin ax_0 \sin \Omega t, \\ y_1 &= -\sin ax_0 \cos \Omega t + \cos ax_0 \sin \Omega t. \end{aligned} \quad (10)$$

Качество аппроксимации определяется расстоянием между истинной траекторией $g_{1\text{и}}$ и эллиптической траекторией g_1 :

$$\rho(g_{1\text{и}}, g_1) = \left[\int_t^{t+T} (x_{1\text{и}} - x_1)^2 dt + \int_t^{t+T} (y_{1\text{и}} - y_1)^2 dt \right]^{1/2}. \quad (11)$$

Заметим, что $\rho(g_{1\text{и}}, g_1)$ зависит от параметра a , определяющего ориентацию эллипса в пространстве. Параметр a является углом поворота эллипса. Можно найти такое значение a , при котором $\rho(g_{1\text{и}}, g_1)$ минимально. Для того чтобы аппроксимировать реальную функцию эллиптической кривой на больших отрезках времени, необходимо изменять параметр a , т. е. определять a как функцию времени $a = a(t)$.

Здесь применено семейство операторов преобразования

$$T_a : \begin{cases} t = t, \\ x_1 = x \cos a - y \sin a, \\ y_1 = x \sin a + y \cos a. \end{cases} \quad (12)$$

Рассматривая ЛА как точку трехмерного евклидова пространства $R^3(x, y, z) = R^3$, введем в нем локальную однопараметрическую непре-

рывную группу преобразований $G_{\text{Ли}}^1$

$$T_a : \begin{cases} x = f_x(x_0, y_0, z_0, v, a) = f_x, \\ y = f_y(x_0, y_0, z_0, v, a) = f_y, \\ z = f_z(x_0, y_0, z_0, v, a) = f_z, \end{cases} \quad (13)$$

$$a \in \Delta_a \subset R^1,$$

где f_x, f_y, f_z — непрерывно дифференцируемые (требуемое число раз) по совокупности аргументов и локально обратимые функции, известные с точностью до вектора параметров $v = [v_i, i = 1, \dots, J_v]^T$, $a = a(t, w)$ — вещественный групповой параметр, принимающий значения из интервала Δ_a и являющийся известной с точностью до вектора параметров $w = [w_i, i = 1, \dots, J_w]^T$, дифференцируемой по t функцией времени $(a(t_0, w) = a_0)$ — «единичное» значение группового параметра a .

При выборе функций f_x, f_y, f_z должны выполняться следующие необходимые условия:

$$T_a : \begin{cases} x|_{a=a_0} = f_x(x_0, y_0, z_0, v, a_0) = x_0, \\ y|_{a=a_0} = f_y(x_0, y_0, z_0, v, a_0) = y_0, \\ z|_{a=a_0} = f_z(x_0, y_0, z_0, v, a_0) = z_0, \end{cases} \quad (14)$$

где x_0, y_0, z_0 — координаты начального положения ЛА в момент времени $t = t_0$.

Предполагается, что семейство преобразований $\{T_a\}$, определенное на интервале Δ_a , обладает всеми необходимыми групповыми свойствами.

Геометрический смысл формулы (14) состоит в том, что семейство $\{T_a\}$ при соответствующем задании функций $f_x, f_y, f_z, a(t, w)$ и значений параметров v, w позволяет описать возможную кинематику ЛА в R^3 , т. е. (14) можно рассматривать в качестве приближенной (а в ряде случаев и точной) модели движения ЛА. Если предположить, что групповой параметр a не является функцией времени ($da/dt = 0$), то выражение (14) задает (с точностью до вектора параметров v) модель пространственной «трубки», по которой может двигаться ЛА. В против-

ном случае формула (14) задает с точностью до вектора v и w возможный временной закон, в соответствии с которым происходит движение ЛА по указанной «трубке».

ВЫВОДЫ

Для повышения устойчивости решения задач оценивания движения целесообразно применять инвариантно-групповой подход, который позволяет представить на некотором временном интервале сложное стохастическое движение в форме регулярного аналитического выражения с переменным одномерным групповым параметром. Для такого представления необходимо определить в исходной модели движения совокупность инвариантов, которой должна соответствовать новая форма представления движения.

1. Булычев Ю. Г., Манин А. П. Метод марковско-групповой фильтрации параметров движения объектов // Радиотехника и электроника.—1991.—36, № 5.— С. 927—934.
2. Булычев Ю. Г., Манин А. П. Математические аспекты определения движения летательных аппаратов. Монография. — М.: Машиностроение, 2000.—252 с.
3. Манин А. П. Теория и практика инвариантно-регуляризованного оценивания параметров движения ЛА в условиях структурно-параметрической неопределенности. Монография. — М.: Министерство обороны РФ, 2005.—236 с.

THE INVARIANT-REGULAR PROCESSING OF MEASUREMENTS OF CURRENT NAVIGATING PARAMETERS OF SPACE VEHICLES AND ROCKETS-CARRIERS

A. P. Manin

We consider the system approach to the estimation of movement of objects which is based on invariant-group properties of movement-supervision models. The fact is used that the majority of mathematical movement-supervision models is characterized by a set of the invariants which can be applied in identification and estimation of movement parameters.

УДК 521.9 (085)

В. П. Єпішев, І. І. Мотрунич, В. У. Клімик

Лабораторія космічних досліджень Ужгородського національного університету, Ужгород

Повернення орбіт геосинхронних об'єктів у площину екватора і ризик зіткнення на геостаціонарній орбіті

Надійшла до редакції 26.10.06

Досліджується зв'язок повернення орбіт некерованих геосинхронних об'єктів у площину екватора із ризиком зіткнення на геостаціонарній орбіті. При малих нахилах орбіти найнебезпечніших некерованих об'єктів ймовірність зіткнення може збільшитися в 3—6 разів, але залишиться дуже малою. Приводиться розподіл по довготі небезпечних ділянок геостаціонарної орбіти, встановлено його періодичність на достатньо великих проміжках часу. Ризик зіткнення по довготі може змінюватися в два рази.

ВСТУП

Після припинення коректування активні геостаціонарні супутники (ГС) починають рухатися як некеровані геосинхронні об'єкти (НГО). Змінюється не тільки географічна довгота під-супутникової точки об'єкта, але й нахил орбіти. Повернення орбіти більшості НГО у площину екватора відбувається з періодом близько 53 років. Перші ГС були запущені у 1960 рр. Через кілька років їхні орбіти почнуть поверматися у площину екватора, що може становити загрозу зіткнення з активними ГС, які рухаються у цій площині. Актуальним стає дослідження впливу повернення орбіт НГО у площину екватора на ризик їхнього зіткнення з активними ГС.

ЙМОВІРНІСТЬ ПЕРЕТИНУ ГЕОСТАЦІОНАРНОЇ ОРБІТИ НЕКЕРОВАНИМИ ГЕОСИНХРОННИМИ ОБ'ЄКТАМИ

Під зоною геостаціонарних супутників будемо розуміти область, всі точки якої знаходяться від геостаціонарної орбіти на відстані $r \leq 100$ км. Прослідкуємо рух НГО з каталогу на 1996 р.

[3], які можуть заходити в зону ГС. За розрахунками на період з 1990 по 1995 рр. таких НГО є 66. Сюди входять всі 16 супутників перших запусків (з 1966 по 1969 рр.). Визначення орбіт цих 66 НГО проводили на основі аналітичної теорії руху ГО, що враховує головні збурювальні ефекти гравітаційного походження: несферичність Землі, сили тяжіння Сонця і Місяця [1]. Програма складена так, що рух НГО визначався з точністю $2-3''$ на інтервалі до 30 діб. Для визначення точності обчислення орбіт на великих проміжках часу порівнювалися положення супутників протягом 2006 р., знайдені на основі каталогу 1996 р. [3], і їхні положення у 2006 р., обчислені на основі каталогу ESA 2006 р. [4]. Похибка обчислення екваторіальних координат НГО в інтервалі 10 р. дорівнювала $3-5^\circ$ по α і $0.5-1^\circ$ по δ .

Положення НГО визначали з кроком 0.01 доби. В процесі роботи програми у спеціальний файл (архів) заносились параметри небезпечних наближень НГО до геостаціонарної орбіти (до 100 км) [2, 5]. Дрейф небезпечних НГО може досягати 25° за добу, що відповідає зміщенню супутника в земній системі координат на 190 км за 0.01 доби. Проте вибраний крок є оптималь-

ним, бо його зменшення суттєво не змінює отриманих результатів.

З 1994 по 2028 рр. (MJD 49500—62000) за підрахунками відбудеться 6098 небезпечних наближень НГО до геостаціонарної орбіти. За цими даними побудовано емпіричну функцію густини розподілу відстані НГО до геостаціонарної орбіти при входженні супутника в зону геостаціонарних супутників.

Функція побудована за точками $P = m / (n \cdot \Delta r)$, де m/n — частота наближення НГО до i -го інтервалу довжиною $\Delta r = 5$ км. Методом найменших квадратів побудована усереднена густина розподілу — поліном другого порядку:

$$P(r) = a_0 + a_1 r + a_2 r^2,$$

де $a_0 = 5.6201 \cdot 10^{-3}$, $a_1 = 1.1154 \cdot 10^{-4}$, $a_2 = -3.5928 \cdot 10^{-7}$. В інтервалі 0...100 км функція $P(r)$ збільшується від 0.006 до 0.014. Середнє квадратичне відхилення точок від кривої $\sigma = 0.001$. Інтеграл від $P(r)$ по всій області r (від 0 до 100 км) рівний 1 з точністю 0.0001. При збільшенні часового інтервалу архіву небезпечних наближень відхилення σ зменшується. Функція $P(r)$ близька до реальної густини розподілу.

Середній діаметр геосинхронного супутника за каталогом [3] становить 8.15 м. Будемо вважати, що НГО проходить через геостаціонарну орбіту (перетинає її), якщо мінімальна відстань r від центра НГО до геостаціонарної орбіти не перевищує 8 м.

Ймовірність P_z проходження НГО через геостаціонарну орбіту при входженні в зону ге-

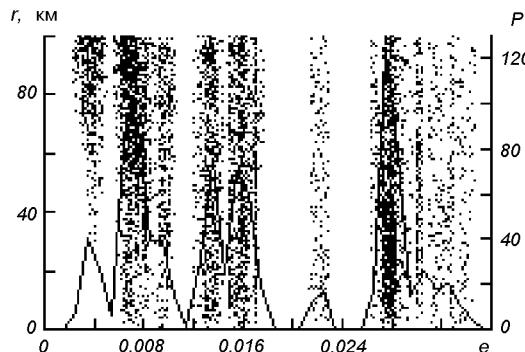


Рис. 1. Розподіл НГО по ексцентриситету e і відстані r до геостаціонарної орбіти при небезпечних наближеннях до неї за даними архіву в інтервалі 34 роки, 1994—2028 рр.

стаціонарних супутників визначається як інтеграл з функції густини у межах від 0 до 0.008 км. Для даного часового інтервалу

$$P_z = \int_0^{0.008} P(r) dr = 4.5 \cdot 10^{-5}.$$

Ймовірність перетину НГО геостаціонарної орбіти за 1 добу визначалась як середнє значення в інтервалі $dt = 250$ діб. В часовому проміжку з 1995 по 2028 р. (MJD 50000—62000) вона перебуває у межах від 0.000015 до 0.000035.

На період з 1994 по 2028 р. найнебезпечнішими є супутники з нахилом орбіти від 10 до 18°. Це пояснюється тим, що супутники, які мають великий нахил орбіти, часто проходять через геостаціонарну орбіту внаслідок великих дрейфів. Такими є НГО 77034C (їого середній дрейф $\dot{\delta} = -17.0^\circ$ за добу, ексцентриситет $e = 0.030$) і 78113D ($\dot{\delta} = -22.9^\circ/d$, $e = 0.028$). Ці, а також деякі інші небезпечні НГО, в 1990—1995 рр. мали нахил 10—13° і створювали сильний максимум кривої густини розподілу по нахилу орбіти в точці $i = 11^\circ$. Супутник 78113D є найнебезпечнішим для активних геостаціонарних супутників. Майже 20 % всіх небезпечних наближень на проміжку з 1994 по 2028 рр. — це наближення цього супутника до геостаціонарної орбіти на відстань до 100 км.

Більшість активних супутників мають ексцентриситет в межах від 0.0001 до 0.0005. Ексцентриситет небезпечних НГО значно більший. Неке-

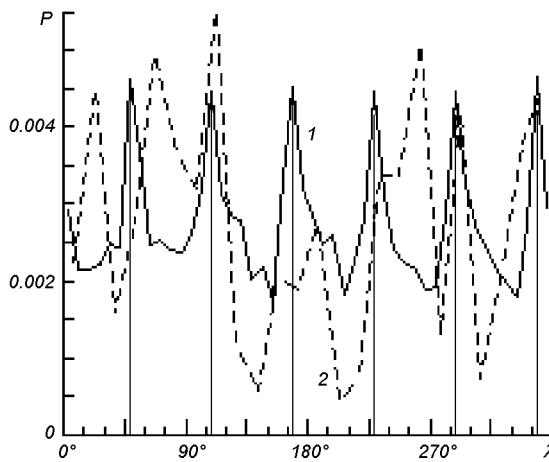


Рис. 2. Розподіл небезпечних наближень НГО до геостаціонарної орбіти по географічній довготі за даними архіву: 1 — в інтервалі 34 роки, 1994—2028 рр., 2 — в інтервалі 5.5 років, 1990—1995 рр.

ровані супутники з ексцентризитетом $e < 0.005$ взагалі не наближаються до геостаціонарної орбіти близче за 20 км. Це видно з рис. 1, де точки визначають ексцентризитет і мінімальну відстань до геостаціонарної орбіти при проходженні НГО через зону геостаціонарних супутників в проміжку з 1994 по 2028 рр. Крива на рис. 1 є розподілом частот P (приведених до одиничного інтервалу e) небезпечних наближень НГО до геостаціонарної орбіти по ексцентризитету e . Максимум кривої з $e = 0.004$ зумовлений небезпечними наближеннями на відстань від 30 до 100 км.

Для визначення найбезпечніших зон на геостаціонарній орбіті знайдено розподіл географічних довгот НГО у момент мінімальних наближень до геостаціонарної орбіти за даними архіву небезпечних наближень в інтервалі 34 роки, 1994—2028 рр. (рис. 2, крива 1). Область розбиття по довготі — 7.5° . Крива з точністю до деякої похибки періодична з періодом 60° , має гострі максимуми, їхні довготи показані пунктирними вертикальними лініями. Перший максимум знаходитьться в точці $\lambda \approx 50^\circ$. Періодичність розподілу по довготі небезпечних наближень не спостерігалася в часовому інтервалі 1990—1995 рр. (рис. 2, штрихова крива).

Найнебезпечнішими для активних ГС є довготи $\lambda \approx 50^\circ + 60^\circ \cdot n$ ($n = 0, 1, 2, 3, 4, 5$) і їхні околи радіусом 10° . За межами цих довгот ризик зіткнення на геостаціонарній орбіті менший майже удвічі.

Через 10—20 р. не слід чекати різкого збільшення входжень НГО в зону активних ГО, зумовлених поверненням орбіти перших ГО у площину екватора. Але при малих кутах нахилу НГО під час кожного входження кількість зіткнень з активними супутниками може збільшуватись внаслідок довшого часу перебування їх у цій зоні.

ПРОГНОЗ ЗМІНИ РИЗИКУ ЗІТКНЕННЯ НЕКЕРОВАНИХ ГЕОСИНХРОННИХ ОБ'ЄКТИВ З АКТИВНИМИ ГЕОСТАЦІОНАРНИМИ СУПУТНИКАМИ В ІНТЕРВАЛІ 5.5 РОКІВ ЧЕРЕЗ 27 РОКІВ

Для дослідження ризику зіткнення супутників створено архів небезпечних зближень (до від-

стані 100 км) НГО з активними ГС в інтервалі 2017—2023 рр. (MJD 58000—60000). Положення активних ГС визначено за каталогом [3]. Наближено функцію густини розподілу відстані r між НГО і активним ГС при їхньому небезпечному зближенні можна виразити поліномом, знайденим за методом найменших квадратів:

$$P'(r) = 0.2011 \cdot 10^{-4} r + 27.32 \cdot 10^{-7} r^2.$$

Ймовірність P'_z зіткнення НГО з активним ГС при небезпечному зближенні визначається як інтеграл цієї функції у межах від нуля до довжини середнього діаметра об'єкта. Отримаємо: $P'_z = 0.65 \cdot 10^{-9}$. Використовуючи цю ймовірність і кількість небезпечних зближень НГО з активними ГС за добу, можна обчислити ймовірність зіткнення протягом доби.

На рис. 3 приведено криві зміни ймовірності зіткнення протягом доби НГО з активними супутниками на часовому проміжку 2000 діб: суцільна крива — в інтервалі MJD 58000—60000 (2017—2023 рр.), пунктирна крива — на час MJD 48000—50000 (1990—1995 рр.). Ймовірність обчислювалася як середнє значення на інтервалі 50 діб.

Протягом 1990—1995 рр. ймовірність змінювалася від $0.005 \cdot 10^{-8}$ до $0.035 \cdot 10^{-8}$, протягом 2017—2023 рр. — від $0.020 \cdot 10^{-8}$ до $0.100 \cdot 10^{-8}$. За 27 років вона збільшилась в 3—4 рази. Це збільшення ймовірності зумовлене поверненнями орбіт НГО перших запусків у площину екватора, вони мають відбутися в основному в 2014—2023 рр.

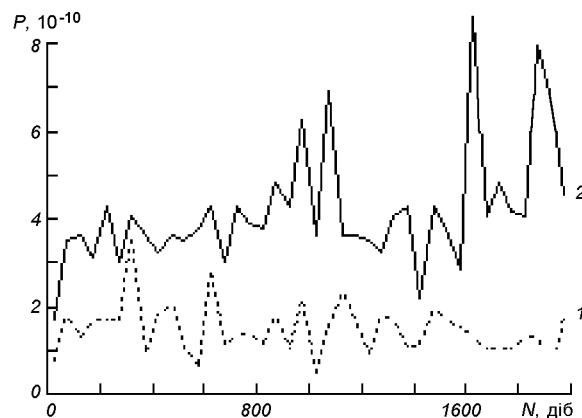


Рис. 3. Зміна ймовірності зіткнення НГО з активними ГС за добу за даними каталога 1996 р. в інтервалі 2000 діб

Значне збільшення ризику зіткнення за 27 років не становить загрози для активних ГО через дуже малу ймовірність зіткнення. У 2017—2023 рр. ймовірність зіткнення НГО з активними ГО за рік дуже мала, вона не перевищує $3.7 \cdot 10^{-7}$.

Внаслідок малих нахилів орбіт чотири супутники перших запусків 70055A, 68050J, 66053J, 67066G у 2017—2023 рр. будуть значно небезпечніші за ГО 78113D. 69 % всіх небезпечних зближень протягом 2017—2023 рр. спричинять саме вони. В 1990—1995 рр. такі зближення складали 36 %; НГО 78113D, 70055A, 68050J, 66053J, 67066G наближались на небезпечну відстань до активних ГО 121, 19, 16, 2, 45 разів відповідно.

ЗАЛЕЖНІСТЬ РИЗИКУ ЗІТКНЕННЯ НЕКЕРОВАНИХ ГЕОСИНХРОННИХ ОБ'ЄКТИВ З АКТИВНИМИ ГЕОСТАЦІОНАРНИМИ СУПУТНИКАМИ ВІД НАХИЛУ ОРБІТИ НГО В ІНТЕРВАЛІ 47 РОКІВ

Розглянемо рух цих п'яти НГО. Підрахунки відповідного інтегралу показують, що за даними архіву небезпечних зближень в 1995—2042 рр. (MJD 50000—67000) ймовірність зіткнення НГО 78113D, 70055A, 68050J, 66053J, 67066G з активними ГО при небезпечному зближенні складають $P_z = 1.6 \cdot 10^{-9}$. Зміну ймовірності P їхнього зіткнення за добу з активними ГО на зазначеному проміжку показано на рис. 4. Ймовірність обчислювалася як середнє на інтервалі 250 діб. П'ять інших кривих на рис. 4 — це зміни нахилів орбіт i , обчислені для цих п'яти супутників за даними каталога [3] (шкала справа). П'ять точок на кривих зміни нахилу — це значення нахилів супутників на кінець грудня 2005 р. за каталогом Європейського космічного агентства [4].

Перший великий максимум зміни ймовірності (позначений на рис. 4 цифрами 5, 4) припадає на час MJD 56900 (2014 р.). Він приблизно збігається з часом повернення площин орбіт супутників 68050J, 66053J в екваторіальну площину. Наступні два великі максимуми зміни ймовірності зіткнення (точки 3 і 2) мають бути в 2020 р. і 2023 р. (MJD 59000, 60000) під час повернення орбіт НГО 70055A, 67066G у екваторіальну площину. Найбільша ймовірність

зіткнення (точка 1) буде в 2039 р. (MJD 66000). Вона спричиниться поверненням в екваторіальну площину орбіти найнебезпечнішого супутника 78113D.

На основі даних, приведених на рис. 2, було зроблено висновок, що найнебезпечнішими для активних ГС є інтервали довгот: 40—60°, 100—120°, 160—180°, 220—240°, 280—300°, 340—360°. Для перевірки цього положення побудували розподіл небезпечних зближень п'яти НГО з активними ГС по географічних довготах за даними архіву небезпечних зближень в інтервалі 1995—2042 рр. (рис. 5). Крива будувалась за значеннями частот P , приведених до одиничного інтервалу. Інтервали розбиття $\Delta\lambda = 7.5^\circ$. Пунк-

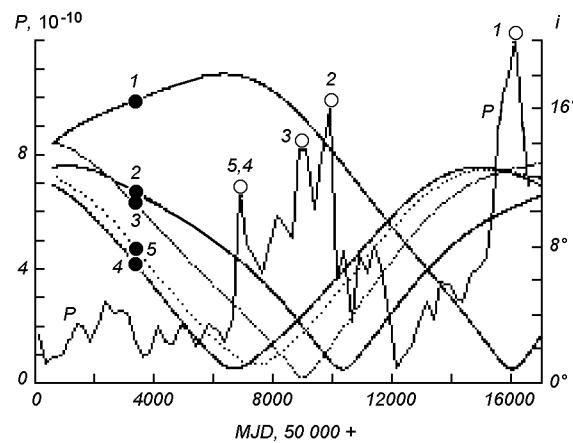


Рис. 4. Зміна ймовірності P зіткнення за добу п'яти НГО (78113D, 67066G, 70055A, 66053J, 68050J) з активними ГС протягом 47 років (1995—2042 рр.), а також прогнозовані зміни нахилу i їхньої орбіти

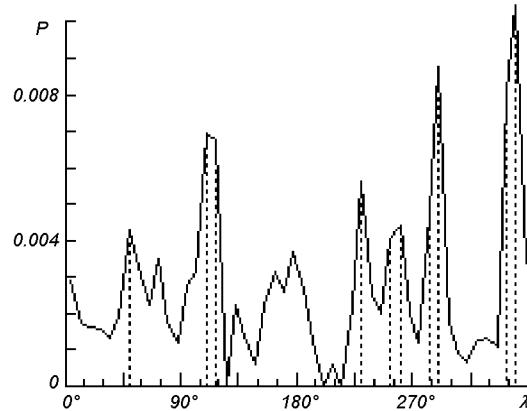


Рис. 5. Розподіл небезпечних зближень п'яти НГО з активними ГС по географічних довготах за даними архіву небезпечних зближень в інтервалі 47 років (1995—2042 рр.)

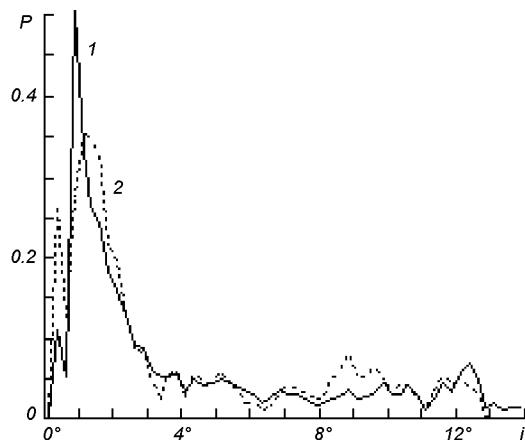


Рис. 6. Розподіл небезпечних зближень з активними ГО за нахилем орбіти: 1 — п'ять НГО за даними архіву в проміжку 47 років, 2 — чотири НГО за даними архіву в проміжку 28 років

тирними прямыми показані географічні довготи центрів інтервалів $\Delta\lambda$, частоти небезпечних зближень в яких перевищують 0.04. Приблизні значення цих довгот: $50^\circ, 110^\circ, 115^\circ, 230^\circ, 280^\circ, 290^\circ, 340^\circ, 350^\circ$. Всі вони попадають в приведені вище небезпечні інтервали.

На рис. 6 наведені криві розподілу по нахилу i орбіти НГО ймовірності небезпечних зближень НГО 78113D, 70055A, 68050J, 67066G, 66053J з активними ГО за даними архіву небезпечних зближень для 1995—2042 рр. (крива 1) і небезпечних зближень НГО 70055A, 68050J, 67066G, 66053J — для 1995—2023 рр. (крива 2). По вертикальній осі — частота зближень, приведена до одиничного інтервалу нахилу орбіти. Величина інтервалів розбиття $\Delta i = 0.3^\circ$. В обох випадках спостерігається різке збільшення (у 5—10 разів) небезпечних зближень НГО до активних ГО при нахилах орбіти НГО $i < 2^\circ$. Особливо це помітно на інтервалі 1995—2042 рр., коли враховувалися зближення найнебезпечнішого супутника 78113D.

ВИСНОВКИ

В часовому інтервалі 1995—2013 рр. немає НГО, нахил орбіти яких близький до 0° . Ймовірність зіткнення за добу на цьому інтервалі змінюється в межах від $0.01 \cdot 10^{-8}$ до $0.03 \cdot 10^{-8}$.

На проміжку 2014—2042 рр. орбіти п'яти НГО повернуться у площину екватора. До 2026 р. ймовірність зіткнення за добу в екстремальних випадках буде коливатися в межах $0.07 \cdot 10^{-8}—0.10 \cdot 10^{-8}$. В 2039 р. у площину екватора повернеться орбіта найнебезпечнішого НГО, і ймовірність зіткнення досягне найбільшого значення $0.12 \cdot 10^{-8}$.

Повернення орбіт НГО перших запусків у площину екватора може збільшити ймовірність зіткнення в 3—6 разів. Але це не спричинить значної небезпеки для активних супутників, бо ризик зіткнення залишиться дуже малим. Ймовірність зіткнення за рік НГО з активними ГС не буде перевищувати величини $P = 4.4 \cdot 10^{-7}$.

В розрахунках не враховані НГО, нахили орбіт яких до 2042 р. не досягнуть нульового значення та деякі інші. Але це суттєво не вплине на отримані результати, бо ймовірність їхнього зіткнення з активними ГС значно менша, ніж ймовірність зіткнення розглянутих п'яти НГО.

1. Багров А. В., Ерпилев Н. П., Микиша А. М. и др. Экспериментальная геодинамика: наблюдения геостационарных ИСЗ // Науч. информ. Астрон. совет АН СССР.—1991.—Вып. 69.—С. 35—51.
2. Єпішев В. П., Мотрунич І. І., Клімік В. У. Ризик зіткнення штучних космічних об'єктів на геосинхронних орбітах // Космічна наука і технологія.—2004.—10, № 5/6.—С. 159—163.
3. Сочилина А. С., Кіладзе Р. І., Григорьев К. В., Вершков А. Н. Каталог орбіт геостаціонарних спутників. — С.-Петербург: ИТА РАН, 1996.—104 с.
4. Hernandez C., Jahn R. Classification of geosynchronous objects. Issue 8. — Darmstadt: ESA ESOC, 2006.—119 р.
5. Klimik V., Kizyun L. Hazard of collisions in geostationary ring // Кінематика і фізика небес. тел. Приложение.—2005.—№ 5.—С. 393—397.

RETURNING OF ORBITS OF GEOSYNCHRONOUS OBJECTS IN THE EQUATOR PLANE AND HAZARD OF COLLISION ON GEOSTATIONARY ORBIT

V. P. Epishev, I. I. Motrunych, V. U. Klimyk

The influence of returning of unguided geosynchronous object orbits in the equator plane on hazard of collision on geostationary orbit is studied. For small inclinations of the orbits of the most dangerous unguided objects, the probability of collision can increase by three to six times, but it remains very small. The distribution with the of dangerous segments of a geostationary orbit longitude is given and its periodicity for large time intervals is established. The hazard of collision can change its value twice with the longitude.

УДК 523.24.312

**В. П. Епишев, И. И. Исак, И. И. Мотрунич,
И. Ф. Найбауэр, Э. И. Новак**

Лабораторія космічних досліджень Ужгородського національного університету, Ужгород

Определение структурных особенностей поверхности ИСЗ

Надійшла до редакції 26.10.06

Розглядається можливість вивчення характеристик окремих ділянок поверхні ІСЗ за результатами наземних оптических спостережень. Використання результатів колориметрії, поляриметрії і встановленої орієнтації окремих фрагментів поверхні ІСЗ дозволяє у 85 % випадків успішно змоделювати складну форму космічного апарату. Показані шляхи розв'язку цих задач на основі аналізу даних спостережень.

Введение. Отраженный солнечный свет от ИСЗ может быть нескольких типов: зеркальным или диффузным от диэлектрических покрытий, зеркальным или диффузным от гладких и грубых металлических поверхностей, переотраженным от различных частей объекта, или комбинацией названных типов, сливающихся в единый результатирующий поток, идущий к наблюдателю. Кроме того, при одинаковых условиях освещенности (исключая случай нормального падения света), результатом отражения от металлической поверхности будет эллиптически поляризованная волна, а от диэлектрической — частично линейно поляризованная. Казалось бы, что такая сложная структура отраженного от ИСЗ излучения «перекрыла» доступ к установлению микрофрагментации поверхности космического аппарата (КА) и ее оптических свойств.

Решение проблемы. На ИСЗ падает солнечное излучение с максимумом в желто-зеленой области спектра и показателем цвета

$$C = B - V = 0.63^m, \quad (1)$$

где B и V — блеск КА в синей и желто-зеленой областях спектра соответственно. Изменение показателя цвета (колор-индекса) солнечного излучения после его отражения от спутника ока-

залось довольно хорошим индикатором свойств отражательной поверхности. Объединив информацию о блеске КА, полученную синхронно в нескольких близких областях спектра, с данными об ориентации в выбранной системе координат фрагментов его поверхности, можно уверенно говорить о конструктивных особенностях формы ИСЗ и отражательных свойствах элементов ее поверхности. Накопленный в нашей лаборатории за многие годы опыт показывает, что основываясь даже на законах ламбертовского рассеяния света, но с удачным подбором сочетания простых стереометрических форм отражательной поверхности, можно достичь приемлемых результатов и при описании КА сложной конструкции.

Эффективными в решении обсуждаемой задачи могут быть также результаты поляризационных наблюдений КА. Но из-за особенностей свечения ИСЗ, их быстрого перемещения на орбите и собственного вращения полноценная поляриметрия с земной поверхности так и не получила пока массового распространения. И все же использование даже простых поляриметрических приспособлений, временно размещенных в электрофотометре, помогает более уверенно определяться с покрытием близких по

форме КА, отделять маломощное зеркальное отражение от диффузного, отождествлять на поверхности ИСЗ детали из одинакового материала, но размещенные в разных местах. Достаточно закрепить поляроид — дихроичную пленку [2] — в каналах электрофотометра во взаимно перпендикулярных плоскостях. Требуемое их вращение компенсирует изменение угла падения солнечного света на поверхность ИСЗ в диапазоне $40-50^\circ$ на интервале наблюдения одного его прохождения. Так как степень поляризации света, в зависимости от угла его падения на металлические поверхности, изменяется заметно, ее оценку с учетом периода собственного вращения ИСЗ достаточно проводить по приближенной формуле [3]

$$P \approx 0.461 \Delta m_{pol}, \quad (2)$$

где Δm_{pol} — разница величины блеска спутника при минимальном и каждом последующем значении угла падения света на его поверхность.

Полученные результаты. Решение задачи отработано на реальных наблюдениях нескольких десятков низко- и высокоорбитальных искусственных объектов, проведенных в Ужгороде в разное время. Здесь мы не будем обсуждать вопросы расчета ориентации ИСЗ по результатам наземных наблюдений, методики подбора и определения фазовых функций (индикаторов рассеяния света) как для отдельных стереометрических форм, так и их комбинаций. Ключевые моменты этой методики упоминаются в работе [1]. В целом подбор фазовой функции для i -го участка поверхности ИСЗ осуществляется путем расчета поправки

$$\Delta m_\psi = -2.5 \lg(F(\psi_i, \varepsilon_i, \theta_i)/F(\psi_0, \varepsilon_0, \theta_0)) \quad (3)$$

и введения ее в наблюдаемое значение блеска объекта. Здесь ψ_i — фазовый угол, ε_i, θ_i — углы падения и отражения солнечного света от i -го участка поверхности ИСЗ, $\psi_0, \varepsilon_0, \theta_0$ — их стандартные или нулевые значения. Если фазовые функции (индикаторы рассеяния) выбраны верно, то средние абсолютные значения блеска для исследуемых участков поверхности КА сложной формы, контролируемых колор-индексом, становятся постоянными (см. рис. 1, б и рис. 2, в). В противном случае перебор фазовых функций продолжается. Для уменьшения неопределенности дополнительно устанавливаются

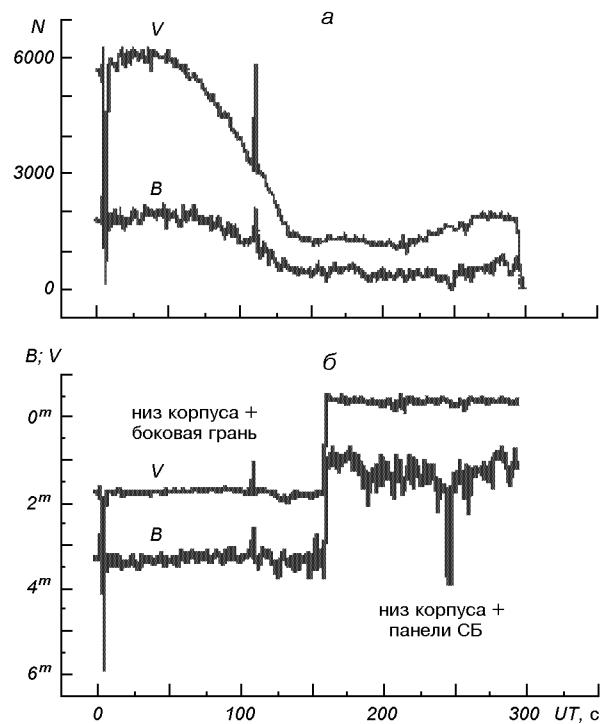


Рис. 1. Изменение блеска ИСЗ «Spot-1» 27 июня 1990 г. (начало — 22 ч 40 мин 30 с UT): а — в инструментальных единицах, б — абсолютные значения блеска

критерии, подтверждающие отдельные особенности как самого ИСЗ, так и его орбиты. Эффекты переотражения и затенения света конструкциями поверхности КА искажают полученные результаты (рис. 2, в). В последующих расчетах при необходимости их можно учесть.

На примере нескольких КА рассмотрим основные этапы решения задачи и полученные экспериментальные результаты. Типичные кривые блеска французских спутников «Spot-1» (№ 86019.01), «Spot-4» (№ 98017.01) и значение колор-индекса «Spot-4» на одну из дат представлены на рис. 1 и 2. После учета изменения блеска ИСЗ из-за экстинкции, расстояния до них, их подсветки со стороны земной поверхности, кривые были разделены на отдельные участки по значению колор-индекса (например, в местах появления или отсутствия в поле зрения панели солнечных батарей). Каждый из них анализировался с использованием данных об ориентации объекта на момент наблюдений и фазовой зависимости блеска. Расчеты показали,

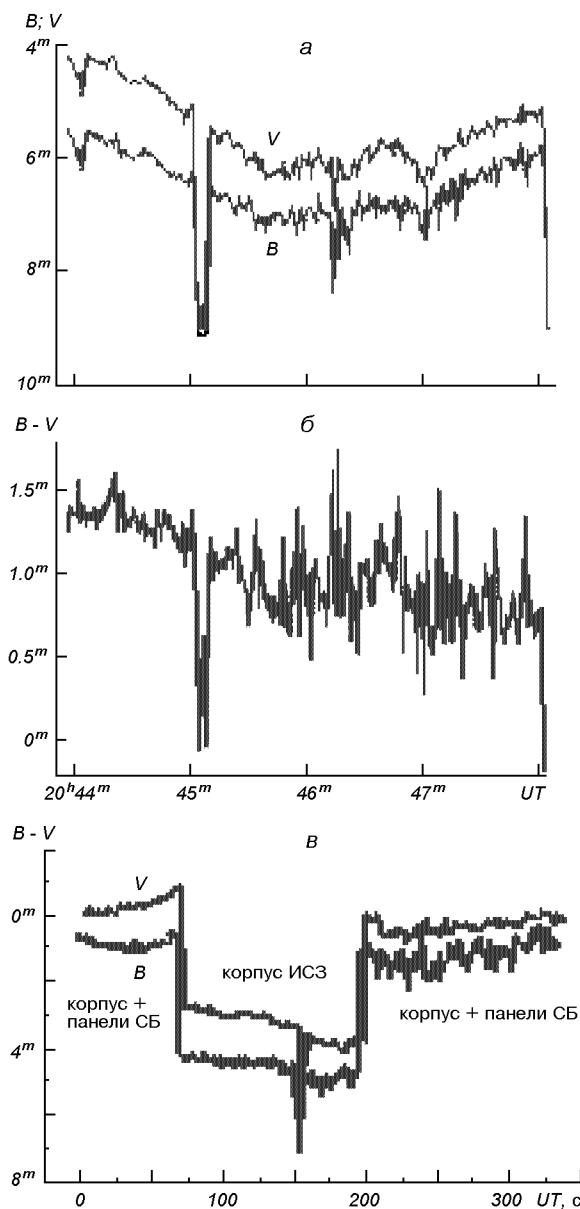


Рис. 2. Стандартизированные кривые (*а*) и колор-индекс (*б*) блеска ИСЗ «Spot-4» 18 мая 2002 г.; *в* — абсолютные значения блеска ИСЗ «Spot-4» 18 июня 2002 г. (начало — 20 ч 46 мин 41 с UT)

что поверхность ИСЗ «Spot-1» состоит из набора различно ориентированных плоских фрагментов, а ИСЗ «Spot-4» — плоских и цилиндра. Вклад отраженного от панелей солнечных батарей света в общий блеск ИСЗ хорошо описывался при условии отслеживания батареями Солнца

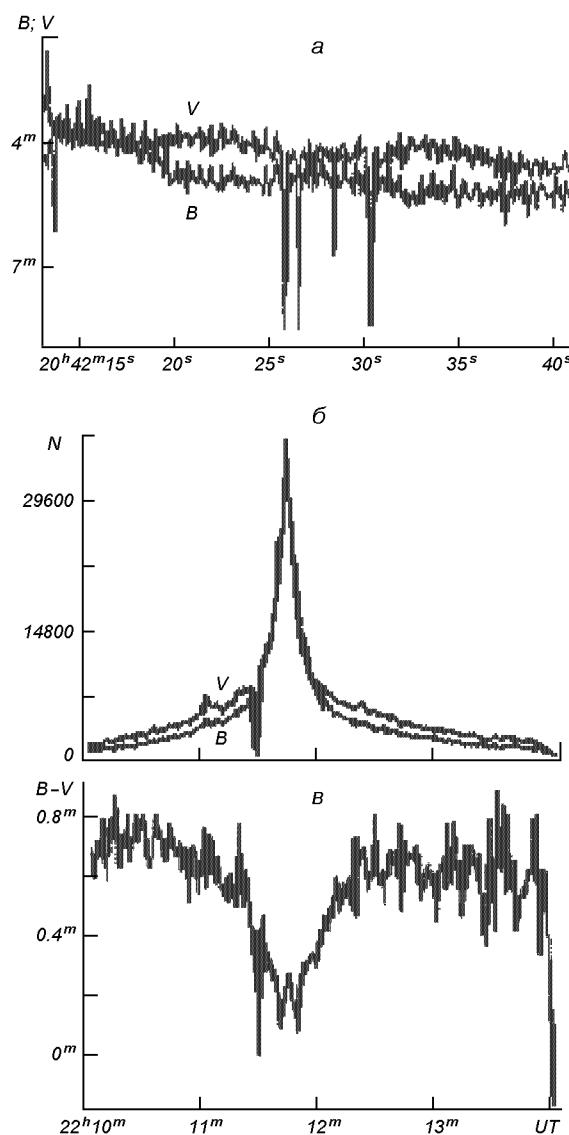


Рис. 3. Кривые блеска ИСЗ «Ferret-D»: *а* — стандартизированные кривые 21 июня 2002 г., *б*, *в* — инструментальные кривые и колор-индекс блеска 18 июня 2002 г. (№ 92023.01)

с постоянным к нему наклоном около 30°. По известной ориентации КА и фазовой зависимости его блеска путем приведения к фазовому углу $\psi = 0$ и значению функции $F(\psi) = 1$ получено абсолютное значение блеска ИСЗ в зависимости от того, какой фрагмент его поверхности находился в данный момент в поле зрения наблюдателя (рис. 1, *б*, рис. 2, *в*). В результате моделирования и сопоставления с

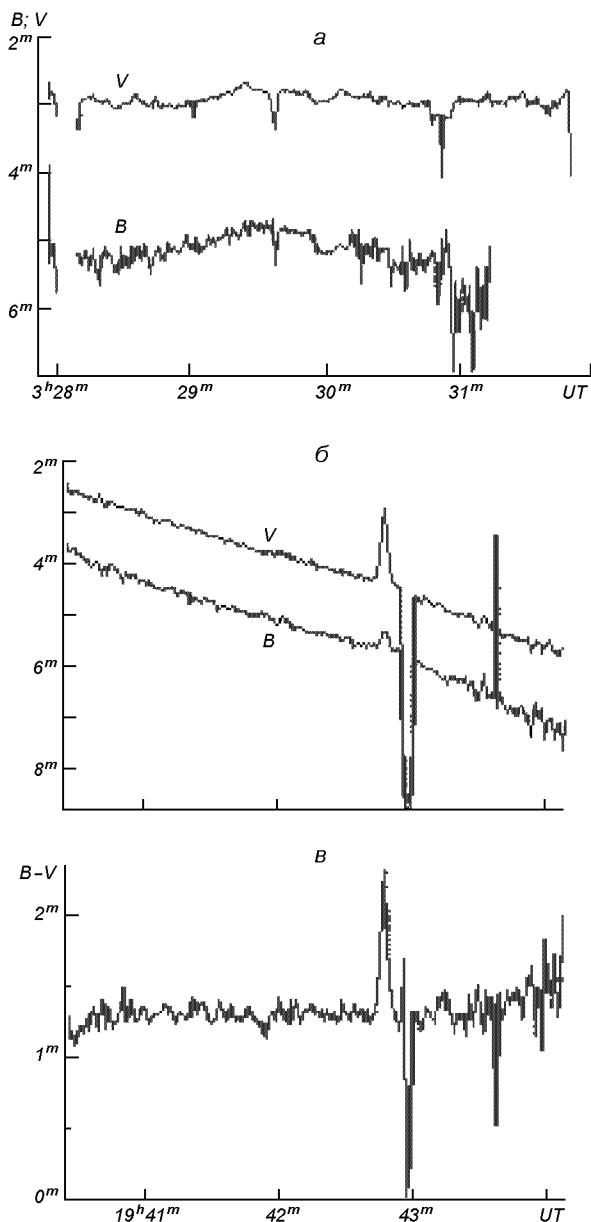


Рис. 4. Кривые блеска ИСЗ: *а* — стандартизированные кривые «Ticos-N» 20 мая 1990 г., *б* — стандартизированные кривые блеска объекта № 70047.02 за 5 августа 1986 г. (1 — поляроид на максимуме пропускания, 2 — на минимуме)

аналогами современных ИСЗ форма «Spot-1» и «Spot-4» представляется такой, как показано на рис. 6, *а*, *б*.

У объекта «Spot-1» наблюдаются зеркальные вспышки с преобладанием синей составляющей. Исследование ориентации показало, что они

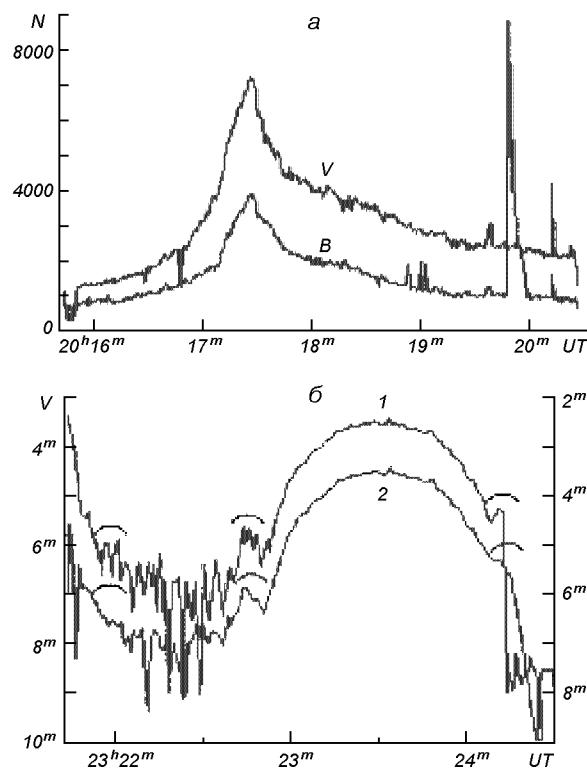


Рис. 5. Кривые блеска: *а* — инструментальные кривые «Ticos-N» 20 мая 1990 г., *б* — кривые блеска объекта № 70047.02 за 5 августа 1986 г. (1 — поляроид на максимуме пропускания, 2 — на минимуме)

идут от детали (скорее всего объектива), которая размещена в днище корпуса под углом 21–23° к направлению в подспутниковую точку и вращается с периодом 84.5 с. У объекта «Spot-4» выявлено увеличение блеска в синей области спектра, идущего от похожей на объектив детали, расположенной в торцевой части его корпуса.

Аналогично исследованы особенности поверхности других ИСЗ. Американский спутник № 92023.01 второго поколения системы «Ferret-D» быстро вращается с периодом 1.2 с. Но, как видно из рис. 3, *а*, кроме быстрого вращения объект осуществляет и колебательные движения с периодом 10.8 с. Синяя и желтая составляющие блеска изменяются в противофазе. Мощный пик на кривых блеска (рис. 3, *б*) обусловлен появлением при определенном ракурсе зеркальной составляющей отраженного света, порожденной образующей вдоль боковой квазилин-

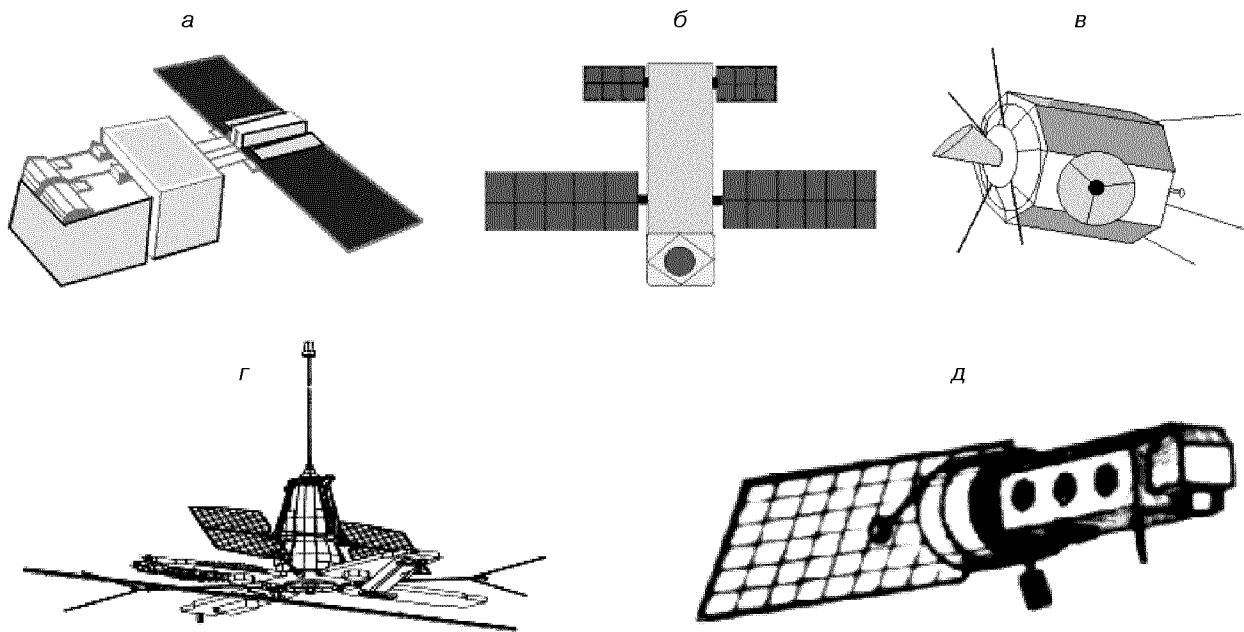


Рис. 6. Модели ИСЗ: а — «Spot-1», б — «Spot-4», в — «Ferret-D», (№ 88078.01, №92023.01) по результатам наблюдений в Ужгороде, г — «Січ-1», д — спутник ВМФ США «Tiros-N»

дрической поверхности спутника. По изменению направления нормали в момент зеркальной вспышки от прохождения к прохождению ИСЗ видно, что отражающая зеркально поверхность спутника вращается в экваториальной плоскости с некоторой поправкой на колебания. Ее цветовые характеристики близки к панелям солнечных батарей (рис. 3, в). Результирующая модель представителя системы второго поколения «Ferret-D» приведена на рис. 6, в.

В случае наблюдения ИСЗ «Січ-1» (рис. 4, а, рис. 6, г) мы смогли выделить на кривых блеска участки, когда в поле зрения наблюдателя преимущественно были видны радиоантенны. Потом между ними появлялся корпус, а в конце трассы просматривались панели солнечных батарей. Зная форму объекта и основные фрагменты его поверхности, мы смогли по этим наблюдениям отработать фиксацию по значению колор-индекса появления в поле зрения того или иного фрагмента в случае диффузного отражения света.

На кривых блеска (рис. 5, а) американского ИСЗ «Tiros-N» (рис. 6, д) отметим мощную световую вспышку в синей области спектра в конце наблюдаемой трассы. По результатам

ориентации спутника во время прохождений удалось установить, что деталь, дающая мощный синий блик, размещена в его днище. На рис. 6, д видно темное пятно в нижней части корпуса ИСЗ. Это не просто объектив фотоаппарата, а скорее всего объектив телескопа.

В отличие от кривых блеска спутника «Tiros-N», на кривых блеска американского ИСЗ «ERS-1» была зафиксирована мощная световая вспышка в желто-зеленой области спектра (рис. 4, б). Если сравнить полученное значение колор-индекса (рис. 4, в) с аналогичным значением для объекта «Січ-1» во время нахождения в поле зрения радиоантенн, мы видим практически полное совпадение, что подтверждает наличие мощной радиоантенны и у этого спутника. Далее на спутнике видна слабо светящаяся синяя деталь, а в конце кривой блеска отмечается световой блик, согласно цветовым характеристикам — от панелей солнечной батареи.

На рис. 5, б приведена одна из кривых блеска ступени ракеты советской системы «Метеор», записанная через поляроид, размещенный в двух каналах фотометра во взаимно перпендикулярных плоскостях. На графике две поляризационные составляющие искусственно разнесены

на 1^m для лучшей наглядности. Там, где от объекта идет диффузное излучение, кривые практически одинаковые. Там, где есть зеркальная составляющая, а следовательно, и поляризационный эффект, детали кривых различаются (отмечены дугами). Полученное значение степени поляризации показало, что эти детали в торцевых частях ракеты сделаны с одного и того же материала.

Проведение таких исследований позволяет судить не только о конструктивных особенностях поверхности ИСЗ на момент наблюдений, но и об их изменениях со временем.

1. Братийчук М. В., Гвардионов А. Б., Епишев В. П. и др. Фотоэлектрическая фотометрия спутника «Интеркосмос-Болгария-1300» // Кинематика и физика небес. тел.—1986.—2, № 1.—С. 60—65.

2. Ландсберг Г. С. Оптика. — М.: Наука, 1976.—926 с.
3. Мартынов Д. Я. Курс практической астрофизики. — М.: Наука, 1977.—543 с.

DETERMINATION OF STRUCTURAL FEATURES OF ARTIFICIAL EARTH SATELLITE SURFACES

*V. P. Yepishev, I. I. Isak, I. I. Motrunich,
I. F. Naubauer, E. J. Novak*

The possibility to study some properties of individual parts of artificial Earth satellite surfaces from results of ground-based observations is considered. Using the results of colorimetry, polarimetry and the determined orientation of individual parts of the surface of a satellite allows one, in the 85 % of the cases, to model complicated shapes of the space vehicle under investigation. We propose some ways to solve such problems on the basis of observational data analysis.

УДК 521.937

Г. С. Курбасова¹, А. А. Корсунь², М. Н. Рыбалова¹, Г. Н. Шликарь¹

¹Науково-дослідний інститут «Кримська астрофізична обсерваторія», Наукове, Крим

²Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук, Київ

Солнечно-земные связи по экспериментальным данным об изменениях длительности суток в 1832—2000 гг.

Надійшла до редакції 26.10.06

Обговорюються результати аналізу по послідовності експериментальних даних про середньорічні відхилення D тривалості доби від стандартного значення (86 400 с) на інтервалі 168 років. Досліджується знайти можливий зв'язок між основними неприливними варіаціями величини D і змінами деяких характеристик сонячної активності, процесів у магнітосфері, сейсмічної активності Землі. Отримано, що сонячна активність може впливати на процес генерації основних неприливих коливань величини D . В основі цього впливу, очевидно, лежить тенденція до синхронізації обертальних і коливальних рухів у Сонячній системі.

ВВЕДЕНИЕ

Исследование влияния Солнца на режим суточного вращения Земли требует комплексного подхода, который включает проблему согласованности временных изменений характеристик магнитных и гравитационных полей. Длительные наблюдения динамики активности Солнца обнаруживают изменения, подобные изменениям в динамике вращения Земли. Различная природа источников генерации этих изменений вызывает необходимость обоснования механизма их взаимосвязи.

В многолетних данных о среднегодичных отклонениях D длительности суток от стандартных (http://www.iers.org/documents/publications/ar/2000/ar2000_055.pdf) обнаружаются колебания с периодами более 20 лет, которые принято называть неприливными. В настоящее время большинство исследователей высказывают предположение о внутриземном (на границе ядро — мантия) происхождении этих колебаний [5].

Основная цель работы заключается в установлении спектрального состава и характера связи

неприливных изменений в данных D с изменениями некоторых характеристик солнечной активности, магнитосферы, землетрясений.

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ И МЕТОДЫ АНАЛИЗА

Для сравнительного анализа использовались данные о характеристиках солнечной активности и процессов в магнитосфере (<http://www.wdcb.ru/>): W — среднегодовые числа солнечных пятен (числа Вольфа); aa — среднегодовые индексы геомагнитной активности; SSC — геомагнитные внезапные начала бурь (количество отсчетов N из года в год). Кроме того, использовались данные о характеристиках сейсмической активности Земли: $EQ7$ — землетрясения с магнитудой более 7 (количество отсчетов N из года в год) (<http://neic.usgs.gov/neis/eqlists/7up.html>); IEQ — среднегодовые значения интегральной сейсмической энергии [3].

Результаты спектрального анализа, обсуждаемые ниже, получены с помощью классического метода (периодограммные оценки) и двухка-

нального авторегрессионного (AP) оценивания относительной спектральной плотности мощности (СПМ) [2, 4].

ДВЕ МОДЕЛИ ДАННЫХ D ЗА ПЕРИОД С 1832 Г. ПО 2000 г.

Спектральная модель (периодограмма) данных D после удаления линейного тренда представлена на рис. 1 в виде графика оценок относительной спектральной плотности мощности в децибелах соответствующих отсчетам частот в циклах на год. Видны три пика, соответствующие колебаниям с периодами 64, 32 и 21 г. (колебания S_{64} , S_{32} , S_{21}). Попытаемся выделить эти колебания с помощью квазиполиномиальной модели наилучшего приближения [1]:

$$S(t) = \sum_{m=1}^n \sum_{l=0}^{k_l-1} a_{ml} t^l e^{z_m t}, \quad (1)$$

где $n \geq 1$, $k_l \geq 1$ — целые числа, z_m — некоторые несовпадающие комплексные числа.

При вещественных коэффициентах a_{ml} и вещественном аргументе t квазиполином $S(t)$ принимает вещественные значения.

Параметры в (1) вычислены на основе данных D . Относительная погрешность приближения составляет 12 % на всем интервале (168 лет) и 2.6 % — в средней точке.

Основные составляющие в структуре модели (1) представлены нелинейным трендом S_0 и колебаниями с периодами 63.6, 32.2 и 20.7 г., имеющими переменные амплитуды. После удаления из данных D нелинейного тренда S_0 и

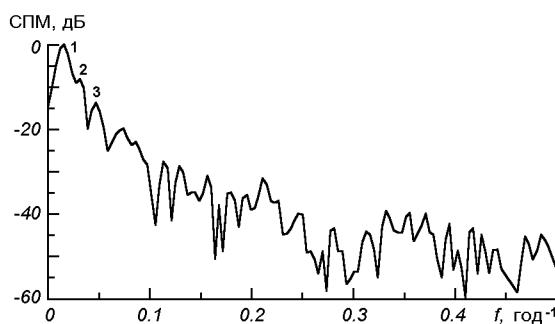


Рис. 1. Периодограммные оценки относительной СПМ данных D в децибелах (классический метод)

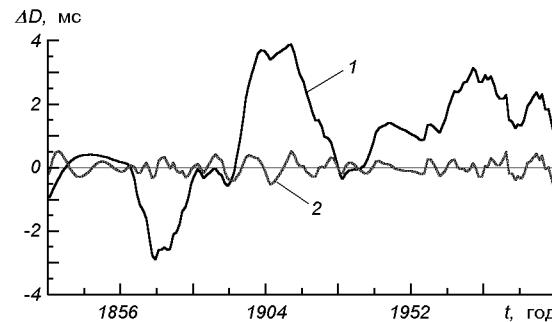


Рис. 2. Квазиполиномиальная модель исходных данных: 1 — исходные данные D , 2 — данные D после удаления S_0 , S_{64} , S_{32} , S_{21}

колебаний S_{64} , S_{32} , S_{21} в остатках обнаруживаются отклонения, не превосходящие по абсолютной величине 0.6 мс (рис. 2).

Построенные различными методами модели данных D обнаруживают основные вариации с периодами около 64, 32 и 21 г., что увеличивает достоверность их выделения и математического описания в квазиполиномиальной модели.

ДВУХКАНАЛЬНЫЙ АР-АНАЛИЗ

Применение АР-анализа для сравнения колебаний в исходных данных основано на эмпирическом подходе, состоящем в следующем: 1) истинный механизм явления неизвестен, но схема авторегрессии порядка p на данном ограниченном интервале описывает характер изменения данных; 2) механизм явления изменяется медленно по сравнению с оцениваемыми частотами.

Модель (1) была использована нами в АР-анализе для надежного (по сравнению с обычной фильтрацией) выделения интересующей нас полосы частот в данных D .

Результаты двухканального АР-анализа приведены в таблице.

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ И ВЫВОДЫ

АР-анализ обнаруживает высокую степень когерентности колебаний с периодами около 21, 32 и 64 г. в сравниваемых данных. В четвертой графе таблицы приведены величины смещений

Результаты двухканального АР-анализа данных D (I канал) и сравниваемых данных (II канал)

Параметр (II канал)	Интервал времени	Периоды колебаний (II канала), лет	Смещение событий в I канале (D) относительно II канала, лет	Квадрат модуля коэффициента корреляции, %	Примечание (D — исходные данные, S — модель)
W	1832—2000 гг.	22 22	-11 -11	73 91	D $S = S_{64} + S_{32} + S_{21}$
aa	1868—2000 гг.	64 22 30 64	-30 11 11 -29	82 88 83 93	D $S = S_{64} + S_{32} + S_{21}$ $S = S_{64} + S_{32}$ $S = S_{64}$
SSC	1868—2000 гг.	20 20 64 30	9 9 -24 -13	69 85 74 80	D $S = S_{64} + S_{32} + S_{21}$ $S = S_{64} + S_{32}$ $S = S_{64} + S_{32}$
$EQ7$	1900—2000 гг.	23 64 34	0 -18 -1	84 96 96	D $S = S_{64}$ $S = S_{32} + S_{21}$
IEQ	1898—1989 гг.	32	-2	98	$S = S_{32} + S_{21}$

сравниваемых колебаний, откуда следует, что на рассматриваемом временном интервале колебание с периодом 22 г. в данных W опережает колебание с тем же периодом в данных D на 11 лет. Этот результат вполне согласуется с реальным процессом. То же самое можно сказать о колебании 64 г. в данных aa и D . Однако колебания с периодами 22 и 30 г. в данных D опережают на 11 лет колебания с теми же периодами в данных aa , что может указывать на сложный характер взаимосвязи. Происхождение землетрясений с магнитудами более 5 связывают, как и основные неприливные колебания, с внутритерриториальными процессами. Это предположение подтверждает АР-анализ: связь между основными колебаниями с периодами 23 и 34 г. в сравниваемых данных D и $EQ7$ близка к синфазной; колебания с периодом 64 г. в $EQ7$ опережают колебания в D на нутационный период (18 лет).

Приведенные результаты позволяют сделать вывод: есть связь между механизмом генерации на границе ядро — мантия основных вариаций длительности суток с периодами около 64, 32 и 21 г. и солнечной активностью, изменениями в магнитосфере, землетрясениями. Механизм этой связи включает как непосредственное воздействие на Землю, так и косвенное через магнитосферу. В основе механизма солнечно-земных связей лежит всеобщее свойство Солнечной сис-

темы — тенденция к синхронизации динамических процессов различной природы.

- Библиотека программ LIDA-2. — Новосибирск: ВЦ СО АН СССР, 1983.—161 с.
- Кендалл М. Дж., Стюарт А. Многомерный статистический анализ и временные ряды. — М.: Наука, 1976.—736 с.
- Котляр П. Е., Ким В. И. Положение полюса и сейсмическая активность Земли. — Новосибирск: ОИГМ СО РАН, 1994.—123 с.
- Марпл С. Л. Цифровой спектральный анализ и его приложения. — М.: Мир, 1990.—584 с.
- Ривин Ю. Р. Циклы Земли и Солнца. — М.: Наука, 1989.—187 с.

SOLAR-TERRRESTRIAL CONNECTIONS FROM EXPERIMENTAL DATA ON CHANGES OF DAY DURATION FOR 1832—2000

G. S. Kurbasova, A. A. Korsun, M. N. Rybalova, G. N. Shlikar

We discuss the results of our analysis of experimental data D on deviations of day duration from the standard one (86400 s) for 168-year interval. The analysis was made to find a possible connection between the basic untidal variations in the D data and changes of some characteristics of solar activity, magnetosphere processes, and seismic activity of the Earth. Our analysis results leave room for some influence of solar activity on the process of generation of the basic untidal fluctuations in the day duration. We suppose that this influence is based on the general property of the Solar system which is the tendency to synchronization of rotary and oscillatory movements in dynamic systems of a various nature.

УДК 523.4

А. П. Видъмаченко, Ю. С. Иванов, А. В. Мороженко,
Е. П. Неводовский, И. И. Синявский, М. Г. Сосонкин

Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ
vida@mao.kiev.ua

Спектрополяриметр наземного сопровождения космического эксперимента «Планетный мониторинг»

Надійшла до редакції 26.10.06

Планується виготовити спектрометр-поляриметр для вимірювання лінійної поляризації випромінювання від небесних об'єктів в спектральному діапазоні $\lambda\lambda = 350—930$ нм. Спектрополяриметр матиме панорамний приймач випромінювання та конструктивні особливості, які дозволяють мінімізувати кількість оптических елементів та їхню товщину. Кожен оптичний елемент спектрополяриметра сконструйовано таким чином, щоб він здатен був реалізувати якомога більше індивідуальних функцій (пропускання світла, вимірювання поляризації, здійснення оптичної корекції світлового променя і т. п.) одночасно. Запропоновано виключити зі схеми спектрополяриметра елементи розкладання світла у спектр як окремий пристрій. Замість них використано призму Волластона унікальної конструкції. Вона складається із двох клинів зі сферичними бічними поверхнями, які мають зміщені центри кривизни. Ця ж призма Волластона виконує роль поляризаційної призми і дисперсійної системи. Така конструкція дозволить покращити пропускання світлового потоку у 3—10 разів.

ВВЕДЕНИЕ

Изучение климата Земли требует использования космических аппаратов для мониторинга (то есть длительного систематического наблюдения и последующего анализа временных трендов) атмосферы и поверхности планеты. Принимая во внимание огромную продуктивность метода климатического мониторинга в изучении Земли, представляется целесообразным применение этого метода при исследовании климатических систем других планет. Решать подобные задачи с помощью индивидуальных космических аппаратов было бы слишком дорого, поскольку потребовалось бы множество специализированных спутников для каждой планеты с достаточно

продолжительным временем жизни. В то же время весьма скромные астрономические инструменты при подходящих условиях могли бы обеспечить наблюдения для решения ряда важных задач планетного мониторинга. К их числу принадлежит мониторинг переменных явлений на планетах Солнечной системы: марсианских пылевых бурь, сезонных изменений на поверхности Марса [3, 12], движения и изменения структуры облаков Венеры [11], Юпитера [8] и Сатурна [9], вековых изменений климата Марса [7], мало изученных явлений, но все же отмечавшихся наблюдателями кратковременных локальных вспышек на Венере [10] и Марсе, которые могут идентифицироваться с молниями или падениями метеоритных тел, и переменных

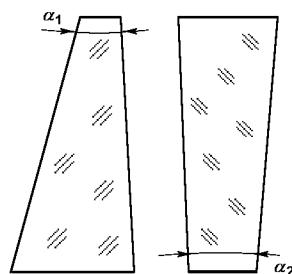


Рис. 1. Сочетание двух клиньев

явлений на других телах Солнечной системы (например кометах). Цель такого космического эксперимента (КЭ) состоит в долговременном мониторинге с борта орбитальной станции. Для этого на Международной космической станции (МКС) создается специализированная обсерватория, включающая телескоп умеренных размеров (диаметр главного зеркала 40 см с угловым разрешением до 0.3''), платформа для его слежения и приемная аппаратура (ПЗС-камера и изображающие спектрометры, работающие в видимой, ближней ИК- и ближней УФ-областях спектра). Одним из четырех приборов, которыми планируется оснастить этот телескоп, является УФ-спектрометр-поляриметр (ПМ-СП) для диапазона спектра $\lambda\lambda = 230-390$ нм. Для расширения спектрального диапазона при анализе наблюдательных данных о телах Солнечной системы и для постоянного контроля за чувствительностью приемной аппаратуры ПМ-СП планируются параллельные наземные спектрополяриметрические наблюдения небесных тел в спектральном диапазоне $\lambda\lambda = 350-900$ нм. С этой целью в Главной астрономической обсерватории (ГАО) НАН Украины разработан и изготавливается спектрометр-поляриметр сопровождения (СПС) космического эксперимента «Планетный мониторинг» (ПМ).

РАСЧЕТ ДИСПЕРГИРУЮЩЕЙ СИСТЕМЫ СПЕКТРОПОЛЯРИМЕТРА

В качестве диспергирующей системы СПС было предложено использовать составную призменную систему, элементы которой могут разме-

щаться в различных частях оптической системы и работать с разным угловым увеличением (рис. 1). Как известно, для приборов низкого и умеренного спектрального разрешения именно призмы являются наиболее предпочтительными диспергирующими элементами [2, 4]. Однако при использовании матричных приемников излишнее растягивание коротковолнового участка приведет к падению эффективности устройства в этой области [5, 6]. Поэтому один из авторов работы (Ю. С. Иванов) предложил использовать специальные призменные системы, обладающие искусственным квазилинейным хроматизмом и дающие спектр со значительно уменьшенной неравномерностью дисперсии. Именно такие системы мы предполагаем использовать для бортового варианта ПМ-СП. Методика расчета этих систем и технология изготовления неплоских оптических поверхностей отрабатывалась на несколько более простых и доступных материалах, работающих в ближнем УФ- ($\lambda > 340$ нм) и видимом диапазонах спектра, которые мы использовали при разработке спектрометра-поляриметра сопровождения КЭ.

Угловая дисперсия одиночного клина определяется углом при его вершине и дисперсией вещества $dn/d\lambda = f(\lambda)$. Ход этой зависимости существенно зависит от сорта применяемого стекла. Для решения поставленной задачи необходимо подобрать пары стекол, дающие в сумме максимальную среднюю дисперсию при минимальной ее разнице на краях выбранного диапазона. Ход дисперсии по спектру индивидуален для каждого стекла и заметно различается даже для стекол одной и той же группы. Кроме того, применимость материалов может ограничиваться химической и радиационной устойчивостью, технологичностью, стоимостью и т. д., поэтому были проанализированы все стекла, производимые в странах СНГ, а также стекла фирмы «Schott», для которых имеется подробный каталог характеристик. Аналитические выражения $dn/d\lambda$, выводимые из аппроксимационных формул Шотта, Герцбергера и др., весьма громоздки и плохо подходят для сравнения стекол между собой, поэтому анализ проводился численными методами на конечных интервалах длин волн. Рассмотрим зависимость показателя преломления n среды от длины волны λ (рис. 2).

Выделим в начале и в конце заданного спект-

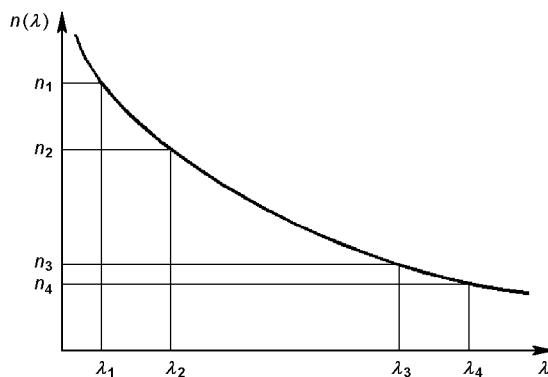


Рис. 2. Зависимость показателя преломления среды от длины волны

рального диапазона два участка одинаковой ширины $\lambda_2 - \lambda_1 = \lambda_4 - \lambda_3 = \Delta\lambda$. Тогда полная дисперсия A среды во всем диапазоне $\lambda_1 - \lambda_4$, а также частные дисперсии B и C в поддиапазонах выражаются формулами

$$A = \alpha(n_{\lambda_1} - n_{\lambda_4}), \quad (1)$$

$$B = \alpha(n_{\lambda_1} - n_{\lambda_2}), \quad (2)$$

$$C = \alpha(n_{\lambda_3} - n_{\lambda_4}), \quad (3)$$

где α — угол при вершине клина. Поскольку для всех стекол в области их прозрачности величины A , B и C имеют один знак, то неравномерность дисперсии может быть устранена, если использовать комбинацию из двух клиньев, изготовленных из разных типов стекла с углами разных знаков (рис. 1). Запишем уравнение равномерности дисперсии для блока в целом

$$\alpha_1 B_1 - \alpha_2 B_2 = \alpha_1 C_1 - \alpha_2 C_2, \quad (4)$$

где индексы «1» и «2» относятся к первому и второму клину соответственно. Отсюда находим, что

$$\alpha_2 = \alpha_1(B_1 - C_1)/(B_2 - C_2). \quad (5)$$

Тогда общая дисперсия блока будет равна

$$D = \alpha_1 A_1 - \alpha_2 A_2. \quad (6)$$

Очевидно, что следует подбирать пары стекол, обеспечивающих максимальное значение D при

соблюдении условия (5). Для дальнейшего анализа стекла выбирались из двух каталогов [1, 13] по критерию прозрачности при $\lambda = 365$ нм (коэффициент пропускания — не менее 0.8 при толщине 10 мм). Всего анализировалось более 70 стекол.

Для предварительного отбора введем так называемый коэффициент «прямизны» E :

$$E = A/(B - C). \quad (7)$$

Вычисления коэффициентов E проводились для клиньев с углом $\alpha = 10^\circ$ в диапазоне $\lambda\lambda = 370$ —870 нм. В результате вычислений 64 типа стекол были разбиты на две группы с контрастными значениями E . Учет термического коэффициента расширения стекол дает возможность оценить в дальнейшем возможность склейки компонентов в моноблок. После предварительного выбора стекол по формулам (5), (6) можно вычислить отношения углов α_2/α_1 клиньев и полную дисперсию D блока. Эти вычисления выполнялись в следующей последовательности:

- поочередно составлялись все возможные пары стекол с контрастными значениями;
- подстановкой табличных данных о стеклах в формулы (5), (6) находились углы клиньев α_2 для флинтовых стекол при заданном $\alpha_1 = 10^\circ$.

Всего было рассмотрено 19^2 соответствующих пар. Исходными данными для расчетов диспергирующей системы наземного варианта спектрополяриметра сопровождения являются: спектральный диапазон $\lambda\lambda = 0.37$ —0.87 мкм, используемый телескоп — АЗТ-11; возможность наблюдать протяженные объекты. При этом дисперсия должна быть максимальной, а пара должна допускать корректировку aberrаций. При предварительном расчете было проанализировано около 20 вариантов и пять оптических схем для каждого варианта, — всего около 100 схем.

На рис. 3 представлены оптические системы с наилучшими расчетными показателями: величина спектра около 1 мм при неравномерности 1-2, диаметр пятна около 20 мкм, каждую из которых можно взять за основу оптической схемы прибора.

На рис. 4 представлена модель оптической схемы спектрополяриметра с деформированными призмами.

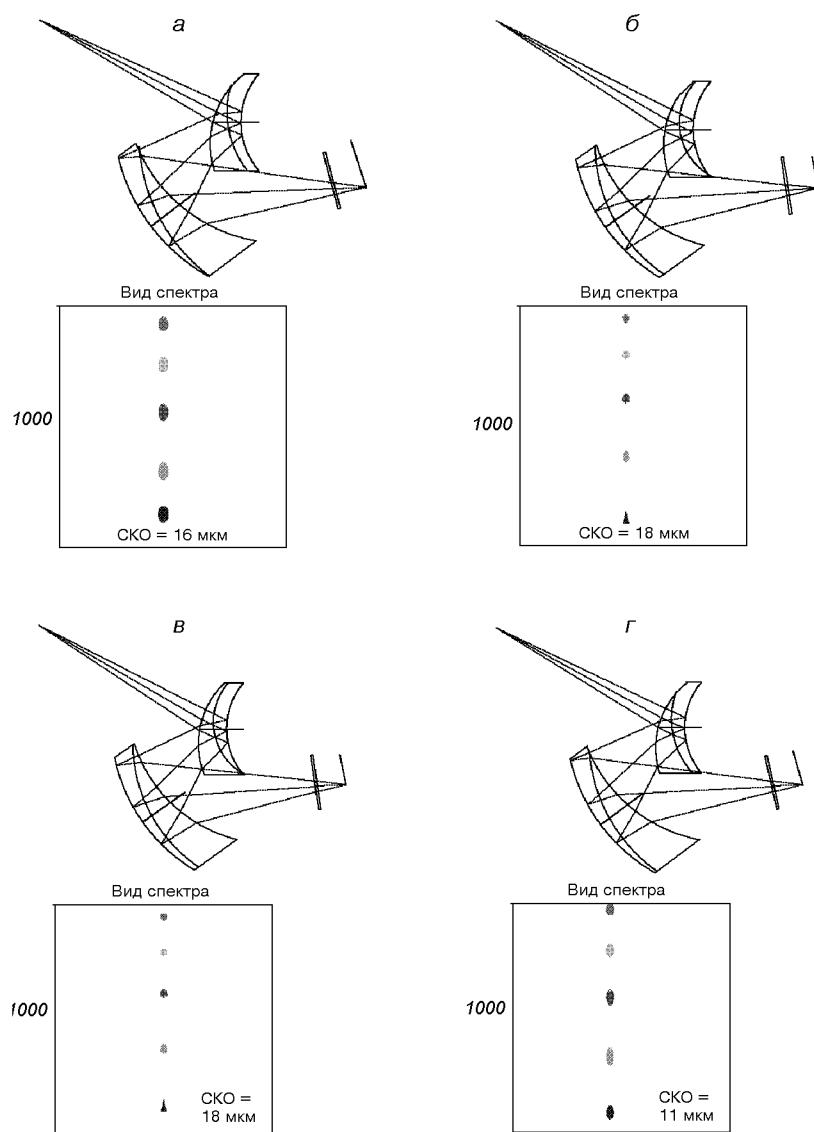


Рис. 3. Варианты рассчитанных схем: а — система из призм ФК11-Ф8, б — система из призм К8-Ф1, в — система из призм К81-Ф8, г — система из призм ЛК5-Ф8

ОПТИЧЕСКАЯ СХЕМА СПЕКТРОМЕТРА-ПОЛЯРИМЕТРА СОПРОВОЖДЕНИЯ

Оптическая схема (ОС) СПС построена по традиционной схеме с коллиматором, диспергирующим блоком и камерным объективом. В качестве диспергирующего блока применена призменная

система, обеспечивающая квазиравномерную дисперсию по спектру.

Качество спектра изображения, выделенного диафрагмой или щелью, иллюстрируется точечной диаграммой, представленной на рис. 5. В плоскости приемника строятся две спектральные полосы в обычных и необычных лу-

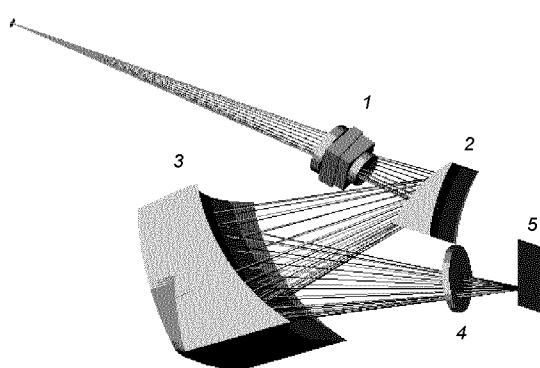


Рис. 4. Модель оптической системы спектрометра поляриметра с деформированными призмами: 1 — иммерсионная призма Волластона, 2 — кривая дисперсионная призма из стекла К8, 3 — составная дисперсионная призма из К8-Ф1, 4 — входное окно приемника, 5 — плоскость приемника изображения (ПИ)

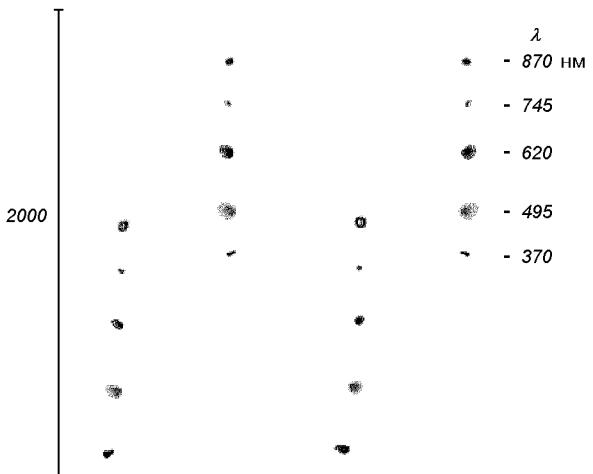


Рис. 5. Точечная диаграмма в плоскости приемника СПС

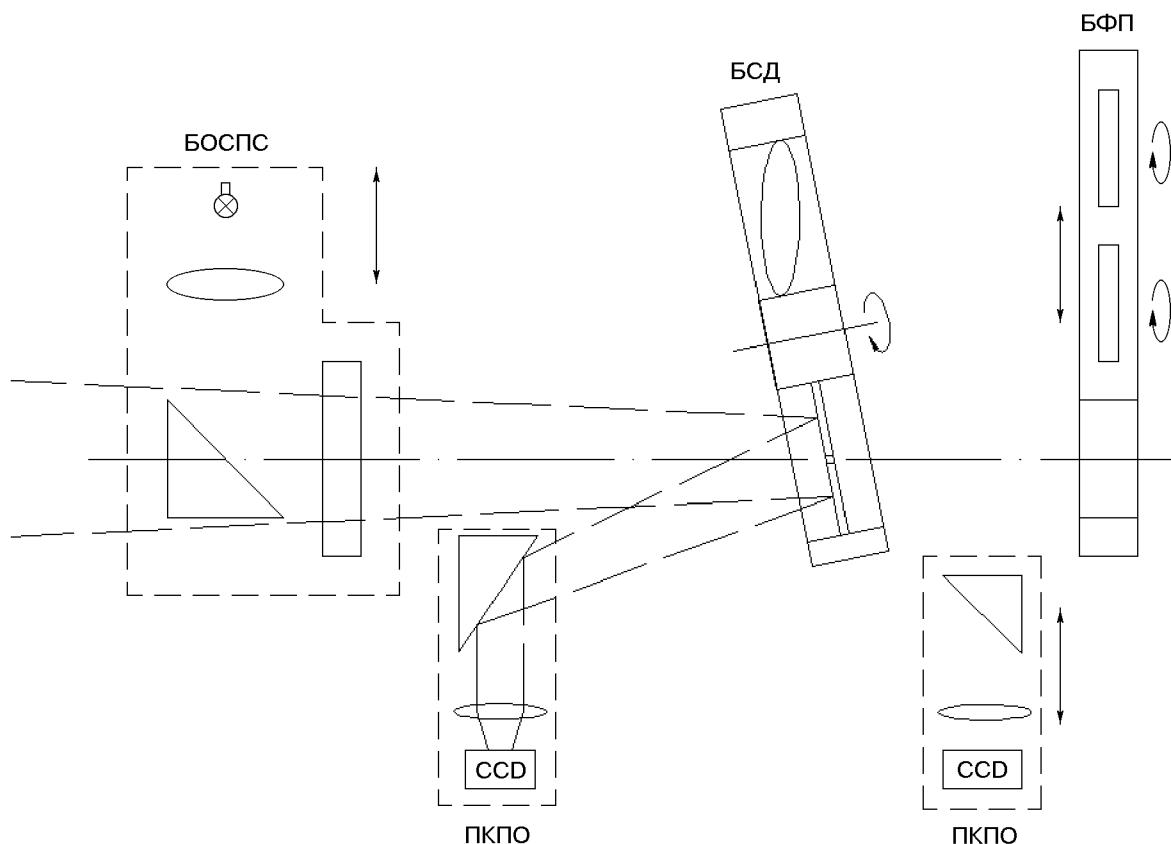


Рис. 6. Схема переднего блока: БОСПС — блок опорного спектрополяриметрического стандарта, БСД — блок сменных диафрагм, БФП — блок фазовых пластинок, ПКПО — устройство контроля положения объекта

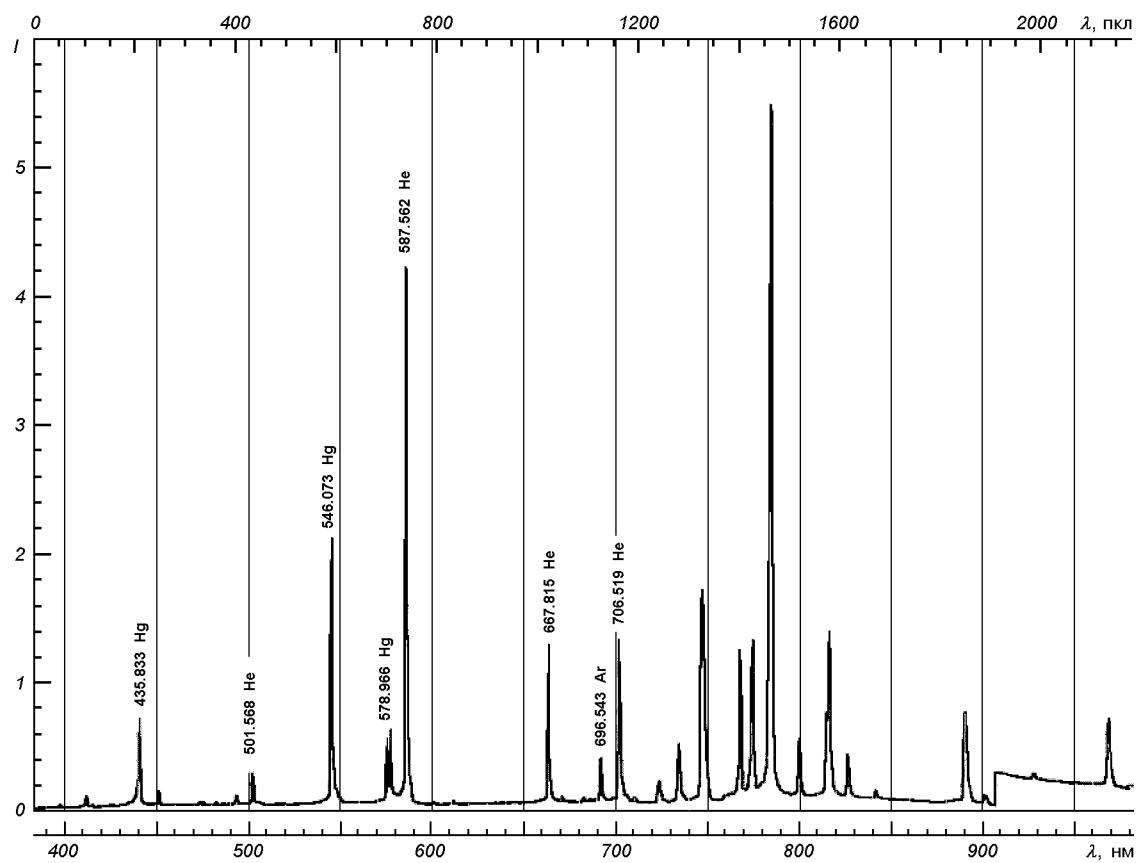


Рис. 7. Спектр гелиево-ртутной лампы в участке спектра $\lambda\lambda = 400$ — 1000 нм

чах для двух полей — объекта и фона, или же для одной длинной спектральной щели. В спектральном диапазоне $\lambda\lambda = 370$ — 870 нм дисперсия почти равномерна, что способствует повышению эффективности прибора в целом.

КОНСТРУКЦИЯ ОПТИКО-МЕХАНИЧЕСКОГО БЛОКА СПЕКТРОМЕТРА-ПОЛЯРИМЕТРА СОПРОВОЖДЕНИЯ

Конструктивно оптико-механический блок (ОМБ) СПС состоит из трех субблоков, объединенных общим корпусом:

- передний блок (рис. 6), служащий для присоединения к позиционному подшипнику телескопа и содержащий блок спектральной и поляризационной калибровки; устройство подсмотра до диафрагмы (щели); устройство под-

смотра после диафрагмы (щели); блок сменных ахроматических фазовых пластин; блок сменных диафрагм (щелей) и некоторые другие вспомогательные конструктивные элементы;

- средний блок, содержащий основные элементы оптической схемы СПС: блок призмы Воллстона с коллиматорной линзой; блок диспергирующих призм;
- задний блок, служащий для присоединения ПЗС-камеры и содержащий: фокусировочное устройство; устройство позиционирования камеры и камерный объектив.

Остановимся детально на каждой составной части ОМБ.

Блок сменных диафрагм СПС предназначен для выделения выбранных деталей на поверхности протяженного небесного тела или отдельного точечного объекта. В нашем случае это врачаю-

щаяся турель с круглыми зеркальными диафрагмами разного диаметра ($0.1, 0.2, 0.4, 0.8, 1.6, 3.2$ мм) и щелями (0.1×3.5 мм, 0.2×3.5 мм), которая наклонена под углом 82° к оптической оси. Отверстия конусоподобные для уменьшения искажений на диафрагме. Вместо одной из диафрагм предусмотрено размещение линзы поля, что позволит производить еще и панорамные наблюдения небесных объектов. Смена диафрагм осуществляется в автоматическом режиме по заданному алгоритму с помощью шагового двигателя.

Устройство контроля положения объекта представляет собой систему из двух (внешнего и внутреннего) окуляров, которые расположены до и после диафрагмы. При этом внешний окуляр смонтирован стационарно и используется для поиска нужного небесного объекта и его постоянного гидирования по ближним звездам или другим деталям протяженного астрономического тела. Внутренний окуляр может при необходимости вводиться на оптическую ось и выводиться из нее; он применяется для эпизодического контроля положения объекта в диафрагме. Окуляры фокусируют световые лучи на телевизионные ПЗС-камеры WAT-902Н, с которых на экран монитора по команде наблюдателя выводится либо отображение фокальной части изображения небесной сферы на зеркальной диафрагме (щели), либо изображение объекта, пропущенного через диафрагму (щель).

Блок фазовых пластинок представляет собой движущуюся конструкцию, которая имеет три фиксированных положения: два для ахроматических фазовых пластинок (ФП) для синего и красного участков спектра и пустого отверстия, которое используется в тех случаях, когда при наблюдениях фазовая пластина не применяется. Вращение ФП осуществляется с помощью шагового двигателя, который поворачивает фазовую пластинку на 22.50 ± 0.03 и фиксирует ее в каждом новом положении на выбранное наблюдателем время. Точность вращения и фиксации ФП контролируется оптической автоколимационной системой.

Блок опорного спектрополяриметрического стандарта предназначен для спектральной калибровки прибора и его поляриметрического тракта. Основным элементом этого блока является лампа с необходимой яркостью в заданной

спектральной области. В общем случае лампа должна давать некоторое количество спектральных линий, более-менее равномерно распределенных по заданному спектральному диапазону. Ни один химический элемент такого набора не дает. Поэтому для калибровки по длинам волн была разработана специальная спектральная гелиево-ртутная лампа. Гелий и ртуть совместно создают необходимый нам набор линий, но, поскольку потенциалы возбуждения у них заметно различаются, то в общем объеме тлеющего разряда они одновременно гореть не могут. Для решения этой проблемы в лампу встроен специальный ионный насос, который выравнивает разность концентраций ионов между анодом и катодом, а также добавлен буферный газ аргон. На рис. 7 показан экспериментально измеренный и расшифрованный спектр излучения такой лампы.

Конструктивно лампа представляет собой модифицированную трубку Гейслера. Для повышения спектральной яркости разряд идет вдоль оптической оси. Для получения полностью поляризованного света на выходное окно газоразрядной лампы установлен поляроид.

Выводы

По разработанным чертежам заканчивается изготовление переднего блока СПС. К концу 2006 г. он будет объединен со средним блоком, содержащим все основные оптические (спектральные и поляризационные) элементы. В комплексе с ПЗС-камерой это и будет низкодисперсный спектрометр поляриметр сопровождения СПС для космического эксперимента «Планетный мониторинг» на спектральную область $\lambda\lambda 350-930$ нм. С его помощью планируется выполнять наблюдения планет Солнечной системы, их спутников, астероидов, комет и звезд, выделяемых на небе круглыми диафрагмами или прямоугольными щелями. В связи с тем, что рабочий спектральный интервал спектрополяриметра сопровождения СПС и ультрафиолетового спектрометра поляриметра ПМ СП для космического эксперимента ПМ, который планируется установить на Международную космическую станцию, в диапазоне спектра $\lambda\lambda = 350-400$ нм перекрывается, то СПС будет также использо-

ван для независимого постоянного контроля состояния и чувствительности приемного тракта бортового спектрометра-поляриметра ПМ-СП.

1. ГОСТ 3514-76. Стекло оптическое бесцветное. Технические условия. — Введ. 06.10.76.
2. Лебедева В. В. Техника оптической спектроскопии. — М.: Изд-во Моск. ун-та, 1977.—354 с.
3. Мороз В. И. Физика планеты Марс. — М.: Наука, 1978.—412 с.
4. Пейсахсон И. В. Оптика спектральных приборов: Изд. 2-е, доп. и перераб. — Л.: Машиностроение, 1975.—312 с.
5. Слюсарев Г. Г. Методы расчета оптических систем. — Л.: Машиностроение, 1969.—672 с.
6. Слюсарев Г. Г. Расчет оптических систем. — Л.: Машиностроение, 1975.—639 с.
7. Clancy R. T., Grossman, A. W., Wolff M. J., et al. Water vapor saturation at low altitudes around Mars aphelion: a key to Mars climate? // Icarus.—1996.—122, N 1.—P. 36—62.
8. Gehrels T. (ed.) Jupiter. — Tucson, Arizona: Univ. Press, 1983.—612 p.
9. Gehrels T., Mattheus M. S. Saturn. — Tucson, Arizona: Univ. Press, 1984.—686 p.
10. Hansel S. A., Wells W. K., Hunten D. M. Optical detection of lightnings on Venus // Icarus.—1995.—117, N 2.—P. 345—351.
11. Hunten D. M., Colin L., Donahue T. M., et al. Venus. — Tucson, Arizona: Univ. of Arizona Press, 1983.—863 p.
12. Kieffer H. H. Mars. — Tucson, Arizona: Univ. Press, 1992.—1494 p.
13. SCHOTTTM. Katalog Optisches Glas "SCHOTT-2000". — 2000.—723 p.

**SPECTROPOLARIMETER OF GROUND-BASED
ACCOMPANYING FOR THE SPACE EXPERIMENT
«PLANETARY MONITORING»**

*A. P. Vid'machenko, Yu. S. Ivanov, A. V. Morozhenko,
E. P. Nevodovsky, I. I. Syniavskyi, M. G. Sosonkin*

It is planned to manufacture the spectropolarimeter to measure the linear polarization of radiation from celestial objects in a spectral region of 350 to 930 nm. The polarimeter will satisfy the following requirements: it will be equipped with panoramic light-receiver; the number of elements and their thickness will be minimized; each optical element of polarimeter should be designed to realize the maximal number of functions (power, polarimetry, correction) simultaneously. It is proposed to exclude the dispersive elements from the polarimeter construction. Instead of these elements, the Wollaston prism of unique construction will be used. It will consist of two wedges with spherical surfaces assembled at the optical contact, and the curvature centers of the wedges will be displaced. The Wollaston prism will be utilized as the splitting-beam polarization prism (just as in ordinary polarimeters) as well. So, the functions of image constructions, of selection by wavelengths, and of polarization analysis will be concentrated in one ordinary element. This will allow us to increase the device light transparency by three to ten times.

УДК 533.9

В. В. Безруких¹, Г. А. Котова¹, М. И. Веригин¹,
Я. Шмилауер², Ю. И. Венедиктов³, Н. А. Барабанов³

¹Інститут космічних досліджень Російської академії наук, Москва

²Інститут фізики атмосфери Чеської академії наук, Прага

³Спеціальне проектне конструкторське бюро «Дискрет»
Одеського національного політехнічного університету ім. Т. Г. Шевченка

Температура холодных ионов в ночном секторе плазмосферы Земли

Надійшла до редакції 26.10.06

Розглядається теплова структура нічної плазмосфери на основі результатів вимірювань розподілу концентрації n_p та температури T_p холодної плазми у плазмосфері Землі, отриманих на КА «Інтербол-2» («Авроральний зонд») у вересні 1996 р. і супутнику «Магіон-5» у грудні 2001 р. Виявилось, що нічні температури, на відміну від денніх, сильно залежать від рівня геомагнітної активності: при підвищенні активності зменшуються значення температури, і, можливо, її висотний градієнт. У спокійних геомагнітних умовах регулярно спостерігається збільшення T_p із збільшенням висоти (або L -параметра). Наприклад, на висоті 5000 км $1600 < T_p < 2800$ К, а на висоті 10000 км — $3000 < T_p < 4600$ К. У цьому діапазоні висот для геомагнітних широт $-4^\circ < \lambda < 40^\circ$ середній градієнт температури складає 0.3 К/км. Підвищення T_p у периферійній частині плазмосфери і на плазмопаузі, очевидно, пов'язане із вторгненням у плазмосферу потоків кeВ-частинок із магнітосфери. Приводяться експериментальні дані про варіації розподілів $T_p(L)$ у нічній плазмосфері: до початку бурі 26.09.1996 р., під час головної фази і у фазі відновлення. Причини вказаних варіацій обговорюються з урахуванням коротації холодної плазми у силових трубках з Землею. Великомасштабна область з від'ємним градієнтом температури на $L > 2$, яка регулярно спостерігалася на КА «Авроральний зонд» у денному секторі плазмосфери протягом періоду, близького до мінімуму сонячного циклу, у нічному секторі у вересні 1996 р. не реєструвалась. Проте у 1999—2001 рр. область з від'ємним градієнтом температури у нічному секторі кілька разів спостерігалася на супутнику «Магіон-5».

ВВЕДЕНИЕ

Некоторые результаты измерения температуры ионизированного водорода в плазмосфере Земли, полученные на борту КА «Хвостовой зонд» и «Авроральный зонд» в течение 1995—1997 гг., ранее были опубликованы в работах [1, 2]. Были отмечены существенные различия распределений $T_p(L)$, измеренных в дневном и ночном секторах плазмосферы (T_p — температура ионизированного водорода (протонов), L — параметр Мак-Илвайна). Одним из таких различий является систематически наблюдавшийся в глубине

дневного сектора плазмосферы на $L > 2.5$ на КА «Авроральный зонд» крупномасштабный глубокий минимум T_p , который не регистрировался на КА «Авроральный зонд» в ночном секторе [1]. К другому отличию следует отнести принципиально различные реакции тепловых структур дневного и ночного секторов плазмосферы на геомагнитные возмущения. Некоторые данные для ночного сектора свидетельствуют о резком снижении T_p в ночном секторе непосредственно после начала геомагнитных бурь [1].

Ниже приводятся результаты систематических измерений концентрации n_p и температуры T_p

ионизированного водорода, полученные в ночном секторе плазмосферы (22—03 ч) MLT на восходящих участках орбит КА «Авроральный зонд» в период, близкий к минимуму солнечного цикла, в сентябре — октябре 1996 г. Также приводятся распределения $T_p(L)$ и $n_p(L)$, полученные на спутнике КА «Магион-5» в ночные часы в период, близкий к максимуму солнечного цикла (22—26 декабря 1999 г.).

АППАРАТУРА И УСЛОВИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

На КА «Авроральный зонд» был установлен прибор «Альфа-3». Измерения проводились при помощи плоского широкоугольного модуляционного анализатора типа ПЛ-19. На спутнике КА «Магион-5» был установлен прибор КМ-7 с плоским анализатором с тормозящим потенциалом типа ПЛ-48. На обоих космических аппаратах анализаторы были установлены на затененной от Солнца поверхности и ориентированы в анти-солнечном направлении. Такое расположение анализаторов исключило влияние фотоэффекта с внутренних элементов конструкции анализаторов на результаты измерения энергетических спектров. Супрессорные сетки каждого анализатора, на которые подавался потенциал -40 В, обеспечивали защиту коллекторов от попадания фотоэлектронов с поверхности спутников, обладающих финитными траекториями. Величины температуры T_p и концентрации n_p ионизированного водорода, измеренные на КА «Авроральный зонд», получены в результате обработки энергетических спектров, каждый из которых регистрировался в течение 2 с. Интервал между спектрами изменялся от 16 до 64 с. Оба анализатора измеряли энергетические спектры в диапазоне 0—25.5 эВ. Минимальная величина концентрации, которую позволял измерять прибор, в зависимости от ориентации анализатора относительно скорости зонда составляла $20—100$ см $^{-3}$. На спутнике КА «Магион-5» время измерения одного спектра составляло 0.4 с, интервал между измеренными спектрами был равен 8 с. Чувствительность прибора КМ-7 в зависимости от ориентации анализатора также обеспечивала измерение концентрации протонов в пределах $20—100$ см $^{-3}$.

Спутник «Магион-5» и КА «Авроральный зонд» были запущены одной ракетой на близкие орбиты. Апогей орбиты и период обращения вокруг Земли КА «Авроральный зонд» — 20 000 км и 6 ч, спутника «Магион-5» — 20 000 км и 5 ч 45 мин. В течение сентября — октября 1996 г. КА «Авроральный зонд» пересекал ночной сектор плазмосферы на восходящих витках. При этом геомагнитная широта подспутниковой точки изменялась в пределах $-10^\circ < \lambda < 40^\circ$, величина L-параметра — в пределах $1.5 < L < 5$, местное магнитное время — в пределах 22—00—03 MLT.

На спутнике КА «Магион-5» по ряду причин прибор КМ-7 был включен только в декабре 1999 г. В это время геомагнитная широта КА «Магион-5» варьировалась в пределах $10^\circ < \lambda < 33^\circ$, при $2.6 < L < 5$ и 1.2—2.1 MLT.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ И ОБСУЖДЕНИЕ

Измерения на КА «Авроральный зонд». Промежуточное положение плазмосферы между сравнительно плотными слоями ионосферы (условно на высоте 1000 км) и областью магнитосферы, где формируется кольцевой ток и наблюдаются потоки плазменного слоя, определяет как геометрию плазмосферы, так и характеристики заполняющего ее ионизированного водорода. Неудивительно поэтому, что распределения концентрации ионизированного водорода $n_p(L)$ и его температуры $T_p(L)$, измеренные на КА «Авроральный зонд» и спутнике КА «Магион-5» в ночном секторе плазмосферы, даже в спокойных геомагнитных условиях характеризуются большим разнообразием. Представление об изменчивости температуры и концентрации протонов в плазмосфере в спокойных условиях по данным КА «Авроральный зонд» дают примеры распределений $T_p(L)$ и $n_p(L)$, зарегистрированных в течение 3—9 сентября 1996 г. при $0 < K_p < 3$, в ночном секторе плазмосферы Земли (рис. 1).

Если распределения $n_p(L)$, зарегистрированные на КА «Авроральный зонд» (рис. 1) соответствуют существующим представлениям о распределении заряженных частиц в плазмосфере Земли, то распределения $n_p(L)$, подобные представленному на рис. 2, в встречаются крайне

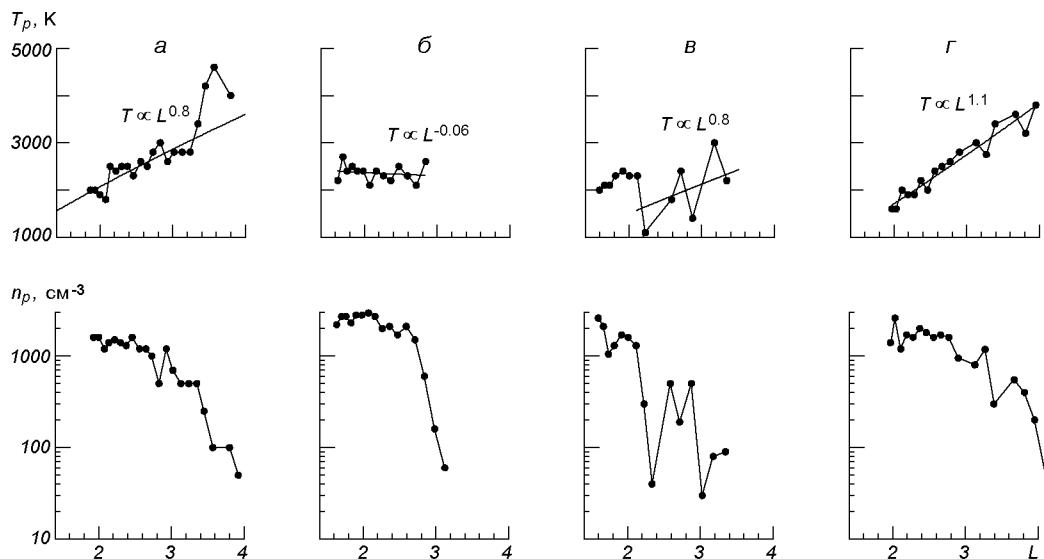


Рис. 1. Примеры распределений $T(L)$, (верхний ряд) и $n(L)$ (нижний ряд) в ночном секторе, измеренных в магнитно-спокойный период в сентябре 1996 г. на КА «Авроральный зонд»: *а* — 03.09.1996 г., 20.01—20.28 UT, 2.1—3.2 MLT, $H = 5160$ — 10007 км; *б* — 05.09.1996 г., 12.27—12.45 UT, 1.5—2.1 MLT, $H = 3441$ — 10835 км; *в* — 06.09.1996 г., 5.46—6.05 UT, 1.4—2.7 MLT, $H = 3250$ — 6756 км; *г* — 09.09.1996 г., 14.57—15.21 UT, 1.5—2.4 MLT, $H = 5418$ — 9688 км

редко. Уникальной особенностью этого распределения является наличие двух глубоких провалов на распределениях концентрации и температуры вблизи $L = 2.2$ и $L = 3$. В первом случае концентрация протонов упала с 1500 до 40 см^{-3} , во втором — с 500 до 30 см^{-3} . Одновременно с падением концентрации были зарегистрированы также падения температуры до уровня, характерного для ионосферы: в первом случае с $T_p \approx 2300$ K до $T_p \approx 1000$ K, во втором — с $T_p \approx 2300$ K до $T_p \approx 1300$ K. В связи с тем, что рассматриваемые провалы концентрации сопровождаются не повышением температуры, а ее падением, то, по нашему мнению, провал на $L \approx 2.2$ (а возможно, и на $L \approx 3$) не следует отождествлять с плазмопаузой. По-видимому, во время рассматриваемого пролета КА «Авроральный зонд» через ночной сектор были зарегистрированы изолированные силовые трубы с резко пониженной концентрацией протонов, температура которых не отличалась от ночной температуры ионизированного водорода на ионосферном уровне.

Необходимо отметить, что модели распределения температуры ионизированного водорода в

плазмосфере [8, 9] были разработаны без учета воздействия на холодную плазму, заполняющую плазмосферу, магнитосферных электрических полей, кольцевого тока и потока частиц из нейтрального слоя. Согласно этим моделям рост температуры протонов в плазмосфере практически прекращается на высотах $H = 5000$ км. Однако несмотря на то, что приведенные на рис. 1 распределения $T_p(L)$ существенно отличаются друг от друга, три из них (*а*, *в* и *г*) демонстрируют тенденцию роста T_p с увеличением параметра L в интервале $2 < L < 4$ ($H = 5000$... 10000 км), т. е. там, где согласно моделям [8, 9] рост T_p наблюдаться не должен. Аппроксимация степенной функцией наиболее часто встречающихся в ночном секторе в глубине плазмосферы на $1.8 < L < 3.2$ (рис. 1, *а*) или $L < 4$ (рис. 1, *г*), распределений $T_p(L)$, результаты которой приводятся в верхней части рис. 1, показала, что $T_p \propto L$. Как правило, во время геомагнитных возмущений, а в некоторых случаях и в спокойных условиях, в ночном секторе на КА «Авроральный зонд» регистрировались распределения $T_p(L)$, которые свидетельствуют об ускоренном росте T_p в периферийной области

плазмосферы на $L > 3.5$. Пример таких распределений показан на рис. 1, а. Многие исследователи [6, 7] полагают, что ускоренный рост T_p на периферии плазмосферы обязан нагреву холодной плазмы в результате диссипации энергии вторгающихся в плазмосферу частиц кольцевого тока и/или из нейтрального слоя магнитосферы.

В ночном секторе было зарегистрировано также некоторое количество распределений, подобных показанному на рис. 1, б. Отличительными признаками таких распределений являются низкие значения температуры $T < 3000$ К и весьма слабая зависимость ее от величины L -параметра при $1.5 < L < 3.5$. В работе [7] рассмотрены условия, при которых температура T_p может быть либо нарастающей функцией L -параметра, либо не зависеть от него. Согласно [7] при максвелловском распределении на экзобазе (в качестве последней принималась сфера на высоте $H = 0.5R_E$) температура заряженных частиц в плазмосфере будет стремиться к изотермическому равновесию, и следовательно, распределение температуры протонов не будет зависеть от величины L -параметра. В случае немаксвелловского распределения холодных частиц по скоростям, например распределения с надтепловым хвостом, будут наблюдаться положительные градиенты. Частицы с надтепловыми скоростями могут образовываться в переходной зоне между бесстолкновительной областью и областью, где преобладают столкновения, благодаря убеганию частиц со скоростями, превышающими критические.

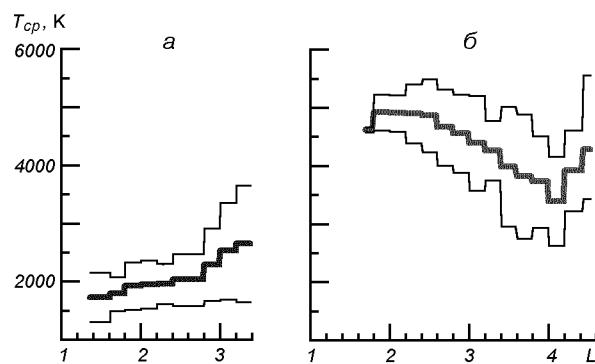


Рис. 2. Средние температуры T_{cp} ионизованного водорода, измеренные на КА «Авроральный зонд» в сентябре 1996 г. (полужирные линии) и их стандартные отклонения (тонкие линии): а — ночные температуры, б — дневные

Рост температуры с увеличением L -параметра отчетливо проявляется и на результатах статистической обработки измерений температуры, представленных на рис. 2. На рис. 2, а изображены усредненные величины ночных температур, полученные на КА «Авроральный зонд» в период низкой геомагнитной активности 3—9 сентября 1996 г., при $0 \leq K_{pm} \leq 2.7$. Общее количество измерений, использованных в анализе, составляет 300. Для усреднения полный интервал $1.6 < L < 4$, в котором мы располагаем результатами измерения температуры, был разделен на подинтервалы $\Delta L = 0.2$, в каждом из которых были определены среднее значение температуры T_{cp} и стандартное отклонение δ от среднего значения T_{cp} . Величины T_{cp} изображены толстой линией на рис. 3; тонкими линиями показаны величины $T_{cp} \pm \delta$.

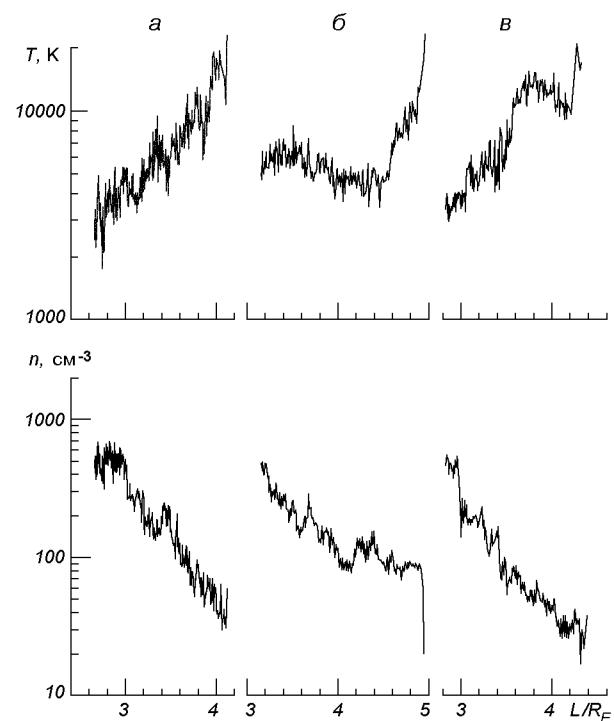


Рис. 3. Примеры распределений $T(L)$ и $n(L)$, измеренных в ночном секторе плазмосферы на спутнике «Магион-5»: а — 22.12.1999 г., 23.12—0.03 UT, 1.4—2.6 MLT, $H = 16200—10100$ км, $K_p = 0$; б — 24.12.1999 г., 4.12—4.47 UT, 1.5—2.1 MLT, $H = 16000—11900$ км, $K_p = 2.3$; в — 25.12.1999 г., 3.28—4.04 UT, 1.6—2.1 MLT, $H = 15300—10700$ км, $K_p = 3$ на $L > 2.5$

Для сравнения на рис. 2, б представлены средние значения температур, измеренных в дневном секторе плазмосферы (12—14 MLT). Как и следовало ожидать, представленные на рис. 2, а средние значения T_{cp} в ночном секторе в глубине плазмосферы на $L < 2.8$ существенно ниже, чем в дневном. В частности, в ночном секторе на $L \approx 2$ $T_{cp} < 2200$ К, тогда как в дневном секторе на $L \approx 2$ $T_{cp} \approx 4400$ К, т. е. в плазмосфере на $L \approx 2$ и высотах до $H \sim 6000$ км сохраняется соотношение между ночных и дневными температурами ионов, характерное для ночных и дневных температур на ионосферных высотах. На больших L в дневном секторе, как правило, наблюдается уменьшение ионных температур, вследствие чего это соотношение нарушается. Вочные часы в глубине плазмосферы на $1.4 < L < 2.8$ T_{cp} слабо зависит от L -параметра: $T \propto L^{0.3}$, а при больших значениях L -параметра ($2.8 < L < 3.48$) $T \propto L^{1.0}$.

Измерения на спутнике «Магион-5». На рис. 3 приведены типичные примеры распределений концентрации и температуры протонов в плазмосфере, измеренные на КА «Магион-5», измеренными в магнитно-спокойный период. К сожалению, сопоставление распределений $T_p(L)$, измеренных на КА «Авроральный зонд» и спутнике «Магион-5» возможно лишь отчасти, потому что в первом случае измерения были выполнены на $1.5 < L < 4$, тогда как во втором — на интервале $2.8 < L < 5$.

С учетом изменчивости концентрации холодной плазмы в плазмосфере, величина которой на $3 < L < 5$ даже в спокойных условиях может достигать коэффициента 3 [7], и непостоянства положения плазмопаузы, можно считать, что ночные распределения $n(L)$, измеренные на КА «Авроральный зонд» в период, близкий к минимуму 11-летнего цикла, и на «Магион-5» в период, близкий к максимуму, находятся в удовлетворительном согласии.

Сравнение максимальных значений усредненных величин ночных температур, измеренных на КА «Авроральный зонд» (рис. 3), с измерениями T_p на «Магион-5» (рис. 5, а, б и в; на рис. 5, б T_p по понятным причинам следует рассматривать на $L < 3.5$) показывает, что T_p по данным обоих космических аппаратов существенно отличаются друг от друга. Во-первых, T_p

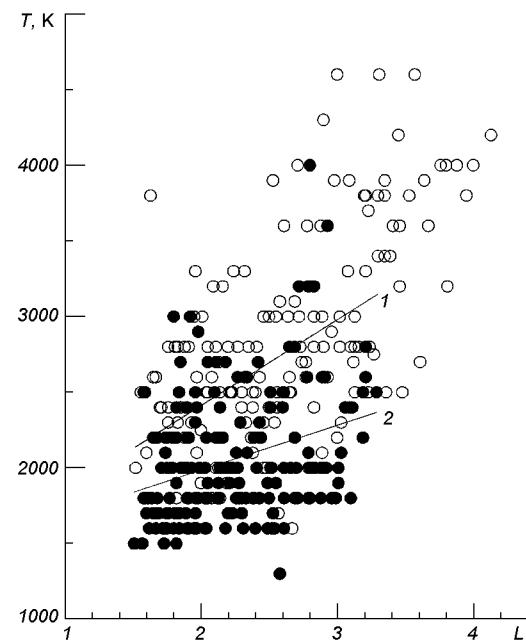


Рис. 4. Температура ионизованного водорода в ночном секторе плазмосферы по данным КА «Авроральный зонд», полученным в сентябре 1996 г. Измерения при низкой геомагнитной активности ($K_p < 3$) показаны кружками при повышенной — точками

по данным «Магион-5» заметно превышают T_p , измеренным на КА «Авроральный зонд». Во-вторых, распределения $n(L)$, измеренные на «Магион-5», обладают четко выраженным минимумом T_p в периферийной области плазмосферы на $L > 3.5$, примыкающей непосредственно к плазмопаузе, тогда как на КА «Авроральный зонд» в ночном секторе он не наблюдался. Не исключено, что формирование ночного (по данным «Магион-5») и дневного минимумов T_p происходит под влиянием одних и тех же механизмов, природа которых остается неизвестной до сих пор со времени обнаружения минимума T_p в конце 1970-х гг. [8]. Причины отсутствия минимума T_p в ночных распределениях температуры, измеренных на КА «Авроральный зонд» при различных уровнях геомагнитной активности, и надежные данные о его существовании, полученные на «Магион-5», по-видимому, могут найти объяснение после более детального изучения взаимодействия ионосферы и плазмосферы.

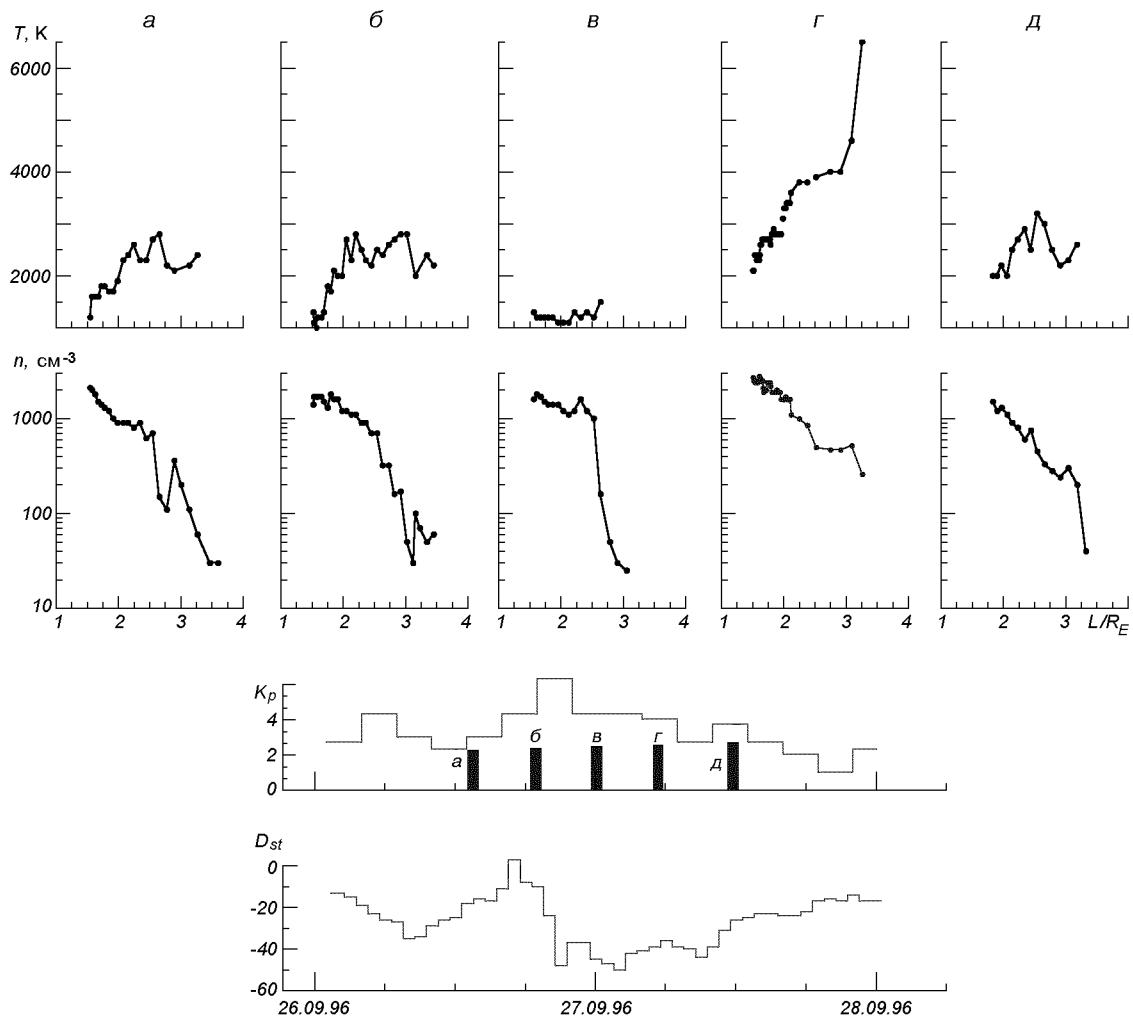


Рис. 5. Распределения $T(L)$ и $n(L)$, измеренные на КА «Авроральный зонд» 26—27 сентября 1996 г.: *a* — до бури, *б* — через 5.5 ч после главной фазы бури, *в* — через 11.5 ч, *г* — через 12 ч, *д* — после окончания бури, при $K_p = 3$, $D_{st} = -15$ нТ. Нижняя часть — значения K_p -индекса и D_{st} -вариации 26—27 сентября 1996 г.

Температура протонов в ночном секторе и геомагнитная активность. В отличие от слабой зависимости распределения $T(L)$ от уровня геомагнитной активности [2] в дневном секторе плазмосферы, измерения в ночном секторе свидетельствуют о существенной зависимости температуры от геомагнитной обстановки. На рис. 4 показаны температуры ионизованного водорода, измеренные в течение сентября 1996 г. при $K_p < 3$ (кружки) и при $K_p \leq 5.3$ (точки). Там же, в интервале $1.5 < L < 3.3$, для

обоих случаев показаны аппроксимирующие прямые ($T_{\text{cp}} = 570L + 1280$ и $T_{\text{cp}} = 300L + 1400$ соответственно).

Данные оочных температурах, представленные на рис. 4, как и результаты их аппроксимации, свидетельствуют о зависимости тепловой структуры ночной плазмосферы от уровня геомагнитной активности. Эта зависимость выражается в понижении температуры T_p и уменьшении ее градиентов $\partial T_p / \partial L$ внутри ночной плазмосферы при росте уровня геомагнитной

возмущенности (в частности, от величины K_p -индекса). Зависимость температуры ионов от геомагнитной активности согласно измерениям на КА «Авроральный зонд» в области $1.5 < L < 4$ наблюдается в секторе 22—03 MLT. За пределами этого временного сектора, как правило, вид распределений $T(L)$ практически не отличается от вида распределений, регистрируемых внутри сектора, однако зависимость температуры от геомагнитной активности не наблюдается.

Рассмотрение динамики распределений концентрации и температуры ионов водорода в ночном секторе плазмосферы во время развития магнитной бури 26—27 сентября 1996 г. позволяет нам представить механизмы и процессы, которые приводят к прарадоксальному, на первый взгляд, статистическому результату — понижению температуры ионов в ночном секторе при повышении магнитной активности (см. рис. 5).

На верхней части рис. 5 показаны распределения $T(L)$ и $n(L)$, измеренные 26—27 сентября 1996 г. с интервалами около 6 ч до магнитной бури (рис. 5, а), во время (рис. 5, б, в, г) и после нее (рис. 5, д). В нижней части рис. 5 представлены величины K_p и D_{st} для рассматриваемого периода. Как видно из рис. 5, распределения а и б подобны друг другу и типичны для спокойных условий, несмотря на то, что первое измерено в спокойных условиях, а второе — через 5.5 ч после минимума главной фазы. На следующем витке зонда (рис. 5, в), через 11.5—12 ч после главной фазы, было зарегистрировано приближение плазмопаузы к Земле и уменьшение температуры в плазмосфере в области от $L > 1.5$ вплоть до плазмопаузы до величин 1000—1200 К. Спустя 18 ч после главной фазы прибор зарегистрировал в ночном секторе на $1.5 < L < 3.5$ плазму с температурой $2000 < T < 6000$ К. Сожалению, на этом витке измерения были прерваны на $L > 3.5$. Наконец, после окончания бури, при $K_p = 3$, $D_{st} = -15$ нТ (см. рис. 5, д), значения температур холодных протонов вернулись к величинам, измеренным до бури.

Резкое понижение температуры, зарегистрированное в процессе развития магнитной бури 26—27 сентября 1996 г. (см. рис. 5, в) может являться результатом цепочки последовательных событий, происходящих во время развития

магнитной бури. Согласно данным [3] рост уровня магнитной возмущенности сопровождается увеличением крупномасштабного электрического поля в магнитосфере в направлении утро — вечер. Увеличенное электрическое поле позволяет малоэнергичной плазме, содержащейся в силовых трубках в ночном секторе, выйти из плазмосферы во внешнюю магнитосферу в результате $E \times B$ -дрейфа, после чего происходит заполнение опустошенных силовых трубок более холодной ионосферной плазмой. Необходимо отметить, что рассмотренная последовательность событий в магнитосфере и плазмосфере может осуществляться при условии перестройки системы обменных потоков плазмы между плазмосферой и ионосферой: поток холодной плазмы, который в спокойных условиях ночью направлен из плазмосферы в ионосферу, должен изменять свое направление на обратное.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Впервые получены экспериментальные данные о резком (до 1000 К) понижении температуры ионизированного водорода в ночном секторе плазмосферы Земли (23—02 MLT), инициированном магнитными возмущениями.

2. По-видимому, понижение температуры является результатом развития цепочки последовательных процессов, происходящих в магнитосфере во время магнитной бури:

- возрастание крупномасштабного поперечного электрического поля после начала магнитной бури;
- выход холодной плазмы из ночного сектора плазмосферы в хвост магнитосферы в результате $E \times B$ -дрейфа после увеличения электрического поля и связанное с этим опустошение силовых трубок в ночном секторе;
- заполнение опустошенных силовых трубок низкотемпературной плазмой из ионосферы.

3. Обнаруженное на КА «Авроральный зонд» во время магнитной бури падение температуры свидетельствует о том, что во время магнитной бури вочные часы происходит перестройка системы обменных потоков плазмы между плазмосферой и ионосферой, при которой поток холодной плазмы, в спокойных условиях ночью

направленный из плазмосферы в ионосферу, изменяет свое направление на обратное.

Дальнейшее изучение обнаруженной на КА «Авроральный зонд» связи между понижением температуры малоэнергичной плазмы в ночном секторе плазмосферы и повышением магнитной активности нуждается в дополнительных скординированных исследованиях ионосферы и магнитосферы.

Авторы благодарят Ж. Лемера и В. Пьерар за полезные обсуждения.

1. Безруких В. В., Веригин М. И., Котова Г. А. и др. Динамика плазмопаузы и распределения концентрации холодной плазмы в плазмосфере Земли в процессе развития геомагнитных бурь по результатам эксперимента «Авроральный зонд»/«Альфа-3» // Космич. исслед.—2000.—30.—С. 536—548.
2. Безруких В. В., Котова Г. А., Лемер Ж. и др. Динамика температуры и концентрации холодных протонов плазмосферы Земли, связанная геомагнитными возмущениями по данным эксперимента «Авроральный зонд»/«Альфа-3» // Космич. исслед.—2003.—41.—С. 417—427.
3. Carpenter D. L., Anderson R. R. An ISEE/whistler model of equatorial electron density in the magnetosphere // J. Geophys. Res.—1992.—97.—P. 1097—1108.
4. Comfort R. H., Waite J. H., Chappell C. R. Thermal Ion Temperatures From Ion Mass Spectrometer DE-1 // J. Geophys. Res.—1985.—90.—P. 3475—3486.
5. McIlwain C. E. A Kp dependent equatorial electric field model // Adv. Space Res.—1986.—6, N 1.—P. 87—197.
6. Olsen R. C., Shawhan S. D., Gallagher D. L., et al. Plasma observations at the Earth's magnetic equator // J. Geophys. Res.—1987.—92.—P. 2385.
7. Pierrard V., Lemaire J. Lorenzian ion exospheric model // J. Geophys. Res.—1996.—101.—P. 7923—7934.
8. Titheridge J. E. Temperatures in the upper ionosphere and plasmasphere // J. Geophys. Res.—1998.—103.—P. 2261—2277.

9. Webb P. A., Essex E. A. Modification to the Titheridge upper ionosphere and plasmasphere temperatures model // J. Geophys. Res.—2003.—108, N A10.

TEMPERATURE OF COLD IONS IN THE NIGHT-TIME SECTOR OF THE EARTH'S PLASMASPHERE

*V. Bezrukikh, G. Kotova, M. Verigin, J. Smilauer,
Yu. Venediktov, N. Barabanov*

The thermal structure of night-time plasmasphere is examined on the basis of some results of measurements of the distribution of concentration n_p and temperatures T_p of cold plasma in the Earth's plasmasphere. The results were obtained aboard the SA «Interball-2» («Auroral probe») in September 1996 and the satellite «Magion-5» in December 2001. It is found that night-time temperatures, unlike day-time ones, strongly depend on the geomagnetic activity level: the values of temperature and, possibly, its height gradient diminish with increasing the activity. In quiet geomagnetic conditions the increase of T_p with increasing height (or L -parameter) was observed regularly. For example, at a height of 5000 km $1600 < T_p < 2800$ K and at a height of 10000 km $3000 < T_p < 4600$ K. In this range of heights, middle gradient of temperature is 0.3 K/km for geomagnetic latitude $-4^\circ < \lambda < 40^\circ$. Increase of T_p in peripheral part of plasmasphere and in plasmapause, obviously, is related to intrusion of streams of keV-particles from magnetosphere to plasmasphere. Some experimental data on variations of distribution of $T_p(L)$ in night-time plasmasphere are given: before the beginning of the storm of 26 September 1996, during the main phase and in the phase of renovation. The reasons of the variations are discussed with allowance made for the corotation of cold plasma in the Earth's power tubes. Large-scale region with the negative gradient of temperature on $L > 2$, which was regularly observed by the SA «Auroral probe» in the day-time sector of plasmasphere during the period close to the minimum of solar cycle, was not detected in the night-time sector in September 1996. However, in 1999—2001 the region with the negative gradient of temperature in the night-time sector was observed by the satellite «Magion-5» once or twice.

УДК 551.520

Є. В. Мартиш, В. В. Данілова

Київський національний університет ім Тараса Шевченка

Вплив запорошеної плазми на певні шари атмосфер зірок дуже малої маси та коричневих карликів

Надійшла до редакції 26.10.06

Розглянуто можливість використання замагніченої запорошеної плазми як середовище при моделюванні певних прошарків атмосфер зірок дуже малої маси та коричневих карликів. Проаналізовано вплив магнітного поля на термодинамічні параметри такої системи. Запропоновано механізм для випромінювання цих об'єктів в довгохвильовій частині радіодіапазону. Наведено відповідні оцінки.

Послідовне моделювання теплових, оптичних, хімічних та інших властивостей атмосфер зірок з дуже малою масою (ДММ-зірки), коричневих карликів (КК) та позасонячних гігантських планет (ПГП) є важливим для значної кількості фізичних та астрофізичних задач. Серед них чільне місце займає проблема виявлення цих космічних об'єктів та їхнє багатопараметричне спостереження. Окреслені вище об'єкти, за думкою багатьох астрономів, репрезентують найбільше зіркове населення в Галактиці і дають помітний внесок у її загальну масу [3]. Наприклад, КК є кандидатами на значний внесок у так звану «темну масу», і тому їхній пошук у будь-якому діапазоні електромагнітних коливань є гарним викликом земним та позаземним спостереженням. З іншого боку, згадані утворення досить добре презентують природні лабораторії для тестування різних методик, рівнянь стану, моделей хімічної рівноваги для опису плазмових та плазмоподібних середовищ.

Можливості їхнього виявлення і послідовного спостереження відомим чином залежать від стану та властивостей відповідних атмосфер. Безумовно, головний інтерес спостережної астрономії був зосереджений на оптичних властиво-

стях цих систем, але дані про хімічний склад, формування порошинок та їхній вплив на поглинання світла розширяють нові можливості у використанні останніх результатів фізики запорошеної плазми для моделювання властивостей атмосфер.

Спостереження за 100 молодими КК в туманності Оріона в 2001 р. надали тверді докази того, що вони є так званими «невдалими зірками», і багато з них оточені дисками з пилу та газів. Головна відміна від справжніх зірок полягає в тому, що маса КК недостатня для запалювання водневої реакції синтезу. Такі «невдахи» мали лише відносно короткий період дейтерієвого горіння перед початком охолодження.

Поширеними серед дослідників атмосфер КК є так звані «пилові моделі» [4]. В них вважається доведеним, що в районі фотосфери є конденсати заліза, алюмінію, магнію та їхніх сполук із силікатами та окисами. У хмарових моделях (що є розвитком пилових) припускається наявність навіть металічних хмар та їхня седиментація у вигляді дощу. Частіше за все частинки конденсату вважаються однаковими, хоча зрозумілим є наявність деякого розподілу по розмірах. Можна лише сказати, що через значну

силу тяжіння є неможливою наявність зерен з характерним розміром $a > 50$ мкм. Скоріш за все, розміри гранул у хмарах складають 0.1—1 мкм.

Вибираючи низькотемпературну і багатокомпонентну плазму, що перебуває у магнітному полі, як базове середовище для моделей певних прошарків атмосфер КК, ДММ-зірок, можна отримати нові фізичні результати, які, можливо, будуть цікавими для спостерігачів.

ВПЛИВ МАГНІТНОГО ПОЛЯ НА ІОНІЗАЦІЙНУ РІВНОВАГУ

Відомо, що зусилля теоретиків в останні роки були зосереджені на термодинамічних властивостях релятивістської плазми, сильно модифікованої магнітним полем [6, 10]. Прикладом такої системи може слугувати плазма фотосфери нейтронних зірок: температура частинок сягає 10^7 К, а індукція магнітного поля — 10^{10} Тл [10]. Зрозуміло, що в цьому випадку треба застосовувати досить складні методи термодинаміки ультрарелятивістських квантових систем. Наведемо лише один з результатів [7] — збільшення кількості дискретних станів (за рахунок квантування Ландау) призводить до помітного збільшення фракції неіонізованих атомів водню ($> 1\%$) у плазмі при фотосферних густинах.

Повертаючись до атмосфер карликових зірок та субзіркових утворень, можна оперувати моделлю низькотемпературної плазми, яка перебуває у такому магнітному полі, що її можна вважати замагніченою. Тобто, добуток ларморівської частоти на характерний час зіткнень є набагато більшим від одиниці. Така ситуація реалізується у полях з напруженістю $H \geq 80$ кА/м. Напруженості поля $H = 320—400$ кА/м характерні для М-карликів [7]. Коричневі карлики мають, як правило, дещо менші магнітні поля.

Тому має сенс спрощений (нерелятивістський) розгляд впливу магнітного поля на іонізаційний баланс у таких системах. Відомо, що у постійному магнітному полі заряди рухаються по гвинтових лініях, вісь яких збігається з напрямком поля. Тому рух електрона в напрямку поля є інфінітним (некvantованім). У площині, нормальній до поля, рух відбувається по колу, і

тому є квантованим. Рівні енергії ϵ електрона у постійному магнітному полі, яке спрямоване по осі Oz , такі [1]:

$$\epsilon(p_z, H) = (n + 1/2)\hbar\omega_L + p_z^2/(2m). \quad (1)$$

Тут $(n + 1/2)\hbar\omega_L$ — квантові рівні «поперечної» частини кінетичної енергії, $p_z^2/(2m)$ — некvantована «поздовжня» її складова, $\omega_L = eH/(mc)$ — ларморівська частота. У виразі (1) не врахований відомий внесок від спінової складової. Крім того, є очевидним, що врахування фінітності руху має сенс лише для електронів (внаслідок їхньої малої маси). Йдуши стандартним шляхом [2], можна розрахувати рівняння іонізаційної рівноваги (закон діючих мас) водневої плазми, що перебуває у зазначеному вище магнітному полі. Для цього треба лише знайти хімічний потенціал μ електронного газу як зв'язок трансцендентного рівняння для хімічного потенціалу системи N електронів, які перебувають в об'ємі V при температурі T :

$$\frac{N}{V} = \frac{1}{4} \left[\frac{mkT}{2p\hbar^2} \right]^{3/2} \exp\left(\frac{\mu}{kT}\right) \mu_B \frac{H}{kT} \operatorname{cth}\left(\frac{\mu_B H}{kT}\right), \quad (2)$$

тут μ_B — магнетон Бора. Саме рівняння (2) походить від так званого термодинамічного Ω -потенціалу. Відомий зв'язок $N = -(\partial\Omega/\partial\mu)_{T,H}$. Сумуючи розподіл Фермі по всіх значеннях n та інтегруючи по імпульсах p_z , можна отримати вираз (2). Тут уже враховано, що електрони далекі від виродження, тому експонента у розподілі Фермі є малою. Опускаючи проміжні викладки, випишемо остаточний результат:

$$\mu\left(\frac{\mu_B H}{kT}\right) = -kT \ln \left\{ \frac{V}{4N} \left(\frac{mkT}{2p\hbar^2} \right)^{3/2} \frac{\mu_B H}{kT} \operatorname{cth}\left(\frac{\mu_B H}{kT}\right) \right\}.$$

Впливом магнітного поля на рух нейтральних атомів та іонів можна нехтувати у порівнянні з його впливом на електрони. Але статистична сума по зв'язаних станах зміниться завдяки розщепленню кожного мультиплету на $2J + 1$ складових [1]. Підрахунки показують, що статистична сума атома збільшується у магнітному полі, а його хімічний потенціал μ_A можна записати так:

$$\mu_A = \mu_A^0 - kT \ln \operatorname{ch}\left(\frac{\mu_B H}{kT}\right).$$

Тут μ_A^0 — хімічний потенціал атома без магніт-

ного поля. Основний стан іона можна вважати нерозщепленим, а хімічний потенціал — незмінним. Тоді рівняння іонізаційної рівноваги водневої плазми виглядатиме як

$$\frac{N_e N_i}{N_A} = \frac{\mu_B H}{kT} \operatorname{sh}^{-1} \left(\frac{\mu_B H}{kT} \right) K_0(T, V),$$

де $K_0(T, V)$ — константа іонізаційної рівноваги без магнітного поля, N_e , N_i та N_A — концентрації електронів, іонів та атомів. Оцінки для водневої плазми показують, що вплив магнітного поля суттєвий при $H \sim 80$ МА/м, якщо температура атмосфери порядку 0.1 еВ. Однак такі поля для ДММ-зірок спостерігались лише під час рентгенівських спалахів. У спокійному стані такі значення напруженості магнітного поля і температури спостерігались лише для холодних білих карликів, що не належать до ДММ-зірок.

ВПЛИВ ЗАЛІЗНИХ ГРАНУЛ НА ДИСПЕРСІЮ ЗАПОРОШЕНОЇ ПЛАЗМИ

Виходячи з даних, розглянутих вище, можна моделювати хмари конденсатів з атомів групи заліза пиловою плазмою у сильному зовнішньому постійному магнітному полі. Порошинки можуть мати власний, порівняно великий магнітний момент. Особливості певних прошарків атмосфер коричневих карликів з великими акреаційними дисками розглянуті в роботі [9].

Спираючись на дані роботи [8], де були розглянуті дисперсійні властивості такої плазми, розглянемо можливі наслідки для атмосфер КК та ДММ-зірок. Гранули моделюються однаковими сферами радіуса a , що мають власний магнітний момент d_m . Стале магнітне поле H_0 повинне задовільняти умови

$$d_m H_0 / T \gg 1, \quad H_0 \gg 4\pi N_g d_m, \quad (3)$$

де N_g — густина гранул.

Розглянемо відгук цієї системи на слабке змінне магнітне поле. В довгохвильовому наближенні, коли довжина хвилі набагато більша від розміру порошинки, можна отримати систему нелінійних рівнянь, що описують зміни орієнтації магнітного диполя частинки в часі. Роз'язуючи цю систему методом послідовних наб-

лижень, отримаємо питому намагнічуваність такої плазми і відповідний тензор магнітної проникності. Його ненульові компоненти такі:

$$\begin{aligned} \mu_{xx} = \mu_{yy} &\equiv \mu = 1 + \frac{\Omega_m^2(\omega_0^2 - \omega^2)}{(\omega_0^2 - \omega^2)^2 + \omega^2/\tau^2}, \\ \mu_{zz} &= 1, \quad \Omega_m = \sqrt{\frac{2\pi N_g d_m^2}{J}}. \end{aligned} \quad (4)$$

У виразі (2) $\omega_0^2 = d_m H_0 / J$ — характерна частота орієнтаційних коливань магнітного диполя, J — момент інерції частинки, τ — феноменологічний час релаксації орієнтаційних коливань на терти з іонами плазми. У загальному випадку частотна залежність $\mu(\omega)$ є залежністю друдівського типу, коли дві точки екстремумів (максимум та мінімум) розташовані зліва і справа від точки ω_0 . Оцінки показують, що мінімальне значення μ становить -1.5 при $\omega_0 = 5 \cdot 10^4$ рад/с. З формули (4) також можна зробити висновок про те, що для поширення електромагнітних хвиль в діапазоні $\Delta\omega = \Omega_m^2 / 2\omega_0$ буде «вікно прозорості». Це повязано з тим, що на частотах, менших за 0.1 МГц, діелектрична проникність згаданої плазми буде великом від'ємним числом (~ -1000), отже, показник заломлення буде дійсним. Швидкість поширення такої хвилі буде приблизно в 30 разів меншою від швидкості світла.

Якщо розглянути падіння електромагнітної хвилі на шар запорошеної плазми з феромагнітними гранулами, то можна розглядати його як своєрідний конвертор, який перетворює падаючу на нього циліндричну хвиллю на пучок, хвильова енергія якого зосереджена поблизу осі поширення. Детальний розгляд такого явища буде предметом подальших досліджень.

ВИСНОВКИ

1. Встановлено корисність застосування низькотемпературної запорошеної плазми з магнітним полем як модельного середовища для ДММ-зірок та КК.

2. Суттєвий вплив магнітного поля на іонізаційну рівновагу в атмосферах ДММ-зірок можливий лише для білих карликів, магнітне поле яких перевищує 100 Тл.

3. Розглянуті особливості поширення електромагнітних хвиль в запорошеної плазмі з феро-

магнітними гранулами, які дають можливість розглядати додаткові механізми випромінювання КК в довгохвильовому радіодіапазоні.

1. Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М. Квантовая механика. — М.: Наука, 1974.—752 с.
2. Румер Ю. Б., Рывкин М. И. Термодинамика и статистическая физика. — М.: Наука, 1972.—400 с.
3. Athanassoula E. Bars and the connection between dark and visible matter // IAU Symp. / Eds S. Ryder, D. Pisano, M. Walker et al.—2004.—P. 220, 255.
4. Baraffe I., Chabrier G., Allard F., et al. Evolutionary model for solar metallicity VLM stars // Astron. and Astrophys.—1998.—337.—P. 403—418.
5. Burgasser A. J., Marley M. S., Ackerman A. S., et al. Evidence of cloud disruption in the L/T dwarf transition // Astrophys. J.—2002.—571.—P. L151—L154.
6. Dong Lai. Matter in strong magnetic field // Rev. Modern Phys.—2001.—73, N 3.—P. 629—662.
7. Johns-Krull C. M., Valenti J. A. Detection of strong magnetic field on M dwarfs // Astrophys. J.—1996.—459, N 2.—P. L95—L98.
8. Mal'nev V. M., Martysh Yu. V., Pan'kiv V. A., et al. Dispersion properties of the magnetoactive dusty plasma

with ferromagnetic grains // Укр. фіз. журн.—2006.—51, № 9.—С. 858—862.

9. Piscucci I., Apai D., Henning Th., et al. Brown dwarfs: disk structure and disk mineralogy // Mem. Soc. Astron. Ital.—2005.—76.—P. 315—319.
10. Yakovlev D. G., Gnedin O. Y., Gusakov M. E., et al. Neutron star cooling // Nucl. Phys. A.—2005.—752.—P. 590—610.

DUSTY PLASMA INFLUENCE ON SOME ATMOSPHERIC LAYERS VERY LOW-MASS STARS AND BROWN DWARFS

Ye. V. Martysh, V. V. Danilova

We consider the possibility to use the dusty magnetized plasma as a model medium for some atmospheric layers of VLM-stars and brown dwarfs. The influence of magnetic field on the thermodynamic parameters of the system is analyzed. A new mechanism of the radiation of the objects under investigation in the long-wave portion of RF range is proposed. Evaluation of the phenomena mentioned is performed.

К 70-летию со дня рождения доктора технических наук, профессора Виктора Владимировича Овсяникова

1961 годы учился в Пензенском политехническом институте, который окончил с отличием по специальности электромеханическая аппаратура связи, и был направлен в Калужский НИИ телекоммуникаций, где работал с 1961 по 1964 годы. Одновременно читал лекции студентам в Калужском филиале МВТУ им. Н. Э. Баумана.

В период 1964—1994 годы работал в КБ «Южное» инженером, старшим инженером, начальником группы, старшим научным сотрудником, начальником сектора. Заочно закончил аспирантуру в Днепропетровском государственном университете и в 1974 г защитил кандидатскую диссертацию.

Научные работы В. В. Овсяникова в основном связаны с разработкой и созданием космических летательных аппаратов и наземных средств обеспечения их работы. Они охватывают широкий комплекс вопросов проектирования, экспериментальной отработки, натурных испытаний и эксплуатации средств космической техники. Под его руководством и при его непосредственном участии создан и внедрен в производство ряд новых, оригинальных конструкторских решений. Среди них серия новых перспективных высокоэффективных излучающих устройств микроволнового диапазона для летательных аппаратов различного назначения. Приоритет многих решений подтвержден авторскими свидетельствами на изобретения и патентами, что отмечено почетными Знаками «Изобретатель СССР» и «Участник ВДНХ». В. В. Овсяников большое внимание уделяет подготовке научных и технических кадров, воспитанию молодых ученых и высококвалифицированных специалистов.

29 марта 2007 года исполнилось 70 лет видному ученому в области микроволновой техники, телекоммуникаций и антенн доктору технических наук профессору Днепропетровского национального университета Виктору Владимировичу Овсяникову.

Виктор Владимирович Овсяников родился 29 марта 1937 года в семье военнослужащего. После окончания с отличием Днепропетровского индустриального техникума работал на Донецком металлургическом комбинате в течение 1955—1956 годов, где совместно с учеными Донецкого политехнического института занимался внедрением на металлургическом комбинате новых методов измерений и контроля высоких температур жидкого чугуна и стали электронными и оптоэлектронными методами. С 1956 по

С 1994 года В. В. Овсяников работает в Днепропетровском национальном университете в должности доцента, а с 2003 г. — в должности профессора. В 2003 г. защитил докторскую диссертацию. Все эти годы Виктор Владимирович Овсяников активно и плодотворно сотрудничает с Государственным конструкторским Бюро «Южное» им. М. К. Янгеля, принимая активное участие в решении ряда новых актуальных проблем, включая совершенствование экспериментальной базы ГКБ «Южное» для разработки и испытаний сверхвысокочастотных излучающих систем.

Более 100 научных трудов и монография являются свидетельством неиссякаемой творческой активности В. В. Овсяникова. Достижения Виктора Владимировича на научной ниве также отмечены Правительственными наградами — медалями «За доблестный труд» и «За трудовое отличие».

*Главный конструктор и начальник КБ
космических аппаратов, систем и комплексов
ГКБ Южное им. М. К. Янгеля
кандидат технических наук,
Лауреат Государственной премии Украины
А. Л. МАКАРОВ*

НАШІ АВТОРИ

АНФІМОВ Микола Аполлонович — генеральний директор Центрального науково-дослідного інституту машинобудування Росавіакосмосу (м. Корольов, Росія), академік РАН.

Напрям науки — теплофізика і масоперенесення, системні дослідження в галузі РКТ.

БАРАБАНОВ Микола Олексійович — завідувач відділу Спеціального проектного конструкторського бюро «Дискрет» Одеського національного політехнічного університету ім. Т. Г. Шевченка.

Напрям науки — фізика плазмосфери Землі.

БЕЗРУКИХ Владилен Володимирович — старший науковий співробітник Інституту космічних досліджень Російської академії наук (Москва), кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — фізика плазмосфери Землі.

ВЕНЕДИКТОВ Юрій Іванович — заступник директора з наукової роботи Спеціального проектного конструкторського бюро «Дискрет» Одеського національного політехнічного університету ім. Т. Г. Шевченка.

Напрям науки — фізика плазмосфери Землі.

ВЕРИГІН Михайло Іванович — провідний науковий співробітник Інституту космічних досліджень Російської академії наук (Москва), доктор фізико-математичних наук.

Напрям науки — фізика плазмосфери Землі.

ВІДЬМАЧЕНКО Анатолій Петрович — завідувач відділу фізики тіл Сонячної системи Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, доктор фізико-математичних наук.

Напрям науки — фізика планет.

ДАНІЛОВА Валерія Вікторівна — співробітник кафедри фізичної електроніки радіофізичного факультету Київського національного університету ім. Тараса Шевченка.

Напрям науки — фізика плазми та магнітоактивних систем.

СПІШЕВ Віталій Петрович — науковий керівник Лабораторії космічних досліджень Ужгородського національного університету, кандидат фізико-математичних наук, старший науковий співробітник, доцент.

Напрям науки — астрофізичні дослідження на основі позиційних і фотометричних спостережень ШСЗ.

ІВАНОВ Юрій Стратонович — науковий співробітник лабораторії атмосферної оптики Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України.

Напрям науки — атмосферна оптика, наукове приладобудування.

ІСАК Іван Іванович — науковий співробітник Лабораторії космічних досліджень Ужгородського національного університету.

Напрям науки — астрофізичні дослідження на основі позиційних і фотометричних досліджень ШСЗ.

КАМЕЛІН Анатолій Борисович — заступник начальника Управління Національного космічного агентства України, кандидат технічних наук, лауреат Державної премії СРСР.

Напрям науки — контрольно-вимірювальні системи, системи управління, навігаційні системи.

КЛІМИК Володимир Улянович — науковий співробітник Лабораторії космічних досліджень Ужгородського національного університету.

Напрям науки — автоматизація математичної обробки результатів спостережень ШСЗ.

КОРСУНЬ Алла Олексіївна — провідний науковий співробітник Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук (Київ), кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — астрометрія і небесна механіка.

КОТОВА Галина Аврамівна — старший науковий співробітник Інституту космічних досліджень Російської академії наук (Москва), кандидат технічних наук.

Напрям науки — фізика плазмосфери Землі.

КУКУШКІН Володимир Іванович — головний спеціаліст Державного підприємства «Виробниче об'єднання Південний машинобудівний завод ім. О. М. Макарова», доктор технічних наук, професор.

Напрям науки — ракетні системи, двигуни літальних апаратів, твердопаливні двигуни та засоби ракетної техніки, пастоподібні палива ракетних двигунів, гідродинаміка, вітроенергетика і енергосистеми.

КУНЦЕВИЧ Всеvolod Михайлович — директор Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Національного космічного агентства України, академік Національної академії наук України.

Напрям науки — системи управління.

КУРБАСОВА Галина Сергіївна — провідний науковий співробітник Науково-дослідного інституту «Кримська астрофізична обсерваторія» (Наукове, Крим), кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — астрометрія і небесна механіка.

ЛЕВЕНКО Олександр Сергійович — провідний інженер Державного підприємства «Дніпрокосмос», член Спілки журналістів України.

Напрям науки — безпека життєдіяльності регіонів і сталій розвиток суспільства, моніторинг природно-техногенних процесів аерокосмічними засобами, вітроенергетика, аналіз ракетно-космічної діяльності, проектування і технології виробництва ракетної техніки.

ЛУК'ЯЩЕНКО Василь Іванович — заступник генерального директора центрального науково-дослідного інституту машинобудування Росавіакосмосу (м. Корольов, Росія), доктор технічних наук.

Напрям науки — системні дослідження в галузі РКТ, розробка програм досліджень.

МАНІН Анатолій Платонович — генеральний директор — головний конструктор ВАТ Науково-виробничий випробувальний центр «Армінт», м. Москва, доцент, кандидат технічних наук.

Напрям науки — інформаційно-вимірювальне забезпечення натурних випробувань складних технічних комплексів.

МАРТИШ Євген Власович — доцент кафедри фізичної електроніки радіофізичного факультету Київського національного університету ім. Тараса Шевченка.

Напрям науки — фізика плазми, космічна радіофізика, астрофізика.

МАЩЕНКО Олександр Миколайович — перший заступник генерального конструктора — генерального директора Державного конструкторського бюро «Південне».

Напрям науки — проектування літальних апаратів, прийняття рішень.

МОРОЖЕНКО Олександр Васильович — головний науковий співробітник відділу фізики тіл Сонячної системи Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, доктор фізико-математичних наук.

Напрям науки — фізика планет.

МОТРУНИЧ Іван Іванович — старший науковий співробітник Лабораторії космічних досліджень Ужгородського національного університету, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — астрофізичні дослідження на основі позиційних і фотометрических досліджень ШСЗ.

НАЙБАУЕР Іван Федорович — науковий співробітник Лабораторії космічних досліджень Ужгородського національного університету.

Напрям науки — астрофізичні дослідження на основі позиційних і фотометрических досліджень ШСЗ.

НЕВОДОВСЬКИЙ Євген Петрович — інженер відділу фізики тіл Сонячної системи Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України.

Напрям науки — атмосферна оптика, наукове приладобудування.

НОВАК Ельвіра Йосипівна — науковий співробітник Лабораторії космічних досліджень Ужгородського національного університету.

Напрям науки — астрофізичні дослідження на основі позиційних і фотометрических досліджень ШСЗ.

РИБАЛОВА Маргарита Миколаївна — науковий співробітник Науково-дослідного інституту «Кримська астрофізична обсерваторія» (Наукове, Крим).

Напрям науки — астрометрія і небесна механіка.

САМОЙЛЕНКО Людмила Іванівна — завідувач відділу Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Національного космічного агентства України, доктор технічних наук.

Напрям науки — теорія управління і системний аналіз.

СЕРБИН Володимир Вікторович — заступник генерального директора Державного підприємства «Виробниче об'єднання Південний машинобудівний завод ім. О. М. Макарова», кандидат технічних наук.

Напрям науки — проблеми технологій виробництва ракетно-космічної техніки.

СИНЯВСЬКИЙ Іван Іванович — науковий співробітник лабораторії атмосферної оптики Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України.

Напрям науки — атмосферна оптика, наукове приладобудування.

СІЧЕВОЙ Олексій Володимирович — завідувач кафедри енергетики Дніпропетровського національного університету, доктор технічних наук, доцент.

Напрям науки — ракетно-космічна техніка.

СОСОНКІН Михайло Григорович — завідувач лабораторії атмосферної оптики Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — системи, пристали і методи дослідження атмосфери.

СУВОРОВ Вадим Валентинович — заступник начальника Науково-технічного центру Центрального науково-дослідного інституту машинобудування Федерального космічного агентства (м. Корольов, Росія).

Напрям науки — розробка програм досліджень, системне проектування пілотованих космічних польотів.

ФЕДЯКІН Олександр Іванович — завідувач відділу, старший науковий співробітник Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Національного космічного агентства України, доктор технічних наук.

Напрям науки — надійність і ефективність, прийняття рішень.

ЦИМБАЛЮК Михайло Михайлович — начальник лабораторії Центрального науково-дослідного інституту машинобудування Федерального космічного агентства (м. Корольов, Росія), кандидат технічних наук.
Напрям науки — машинобудування.

ШЛІКАР Галина Миколаївна — провідний інженер Науково-дослідного інституту «Кримська астрофізична обсерваторія» (Наукове, Крим).
Напрям науки — астрометрія і небесна механіка.

ШМІЛАУЕР Ян — науковий співробітник Інституту фізики атмосфери Чеської академії наук (Прага), доктор наук.

Напрям науки — фізика плазмосфери Землі.