

НАЦІОНАЛЬНЕ
КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО
УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ НАУК
УКРАЇНИ

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

Журнал засновано в 1995 р.



Виходить 6 разів за рік

Том 1, № 1, 1995

В. П. Горбулін, А. П. Завалішин, О. О. Негода, Я. С. Яцків
Про державну космічну програму України

С. Н. Конюхов Научно-технические направления разработок космических аппаратов КБ «Южное» им. М. К. Янгеля

Я. Е. Айзенберг Концепция построения системы управления АКА серии «Спектр»

Р. Е. Гершберг, А. М. Зверева, П. П. Петров, В. И. Проник, Н. В. Стешенко Проект космического эксперимента «Спектр-УФ»

В. В. Абраимов, Н. Н. Агашикова, Л. Боне, И. В. Будняк, Н. И. Величко, А. В. Кревсун, В. И. Костенко, Ф. Лура, А. М. Маркус Комплексные исследования физико-механических свойств материалов светопоглощающих покрытий космических аппаратов проектов «Марс-96» и «Регата» под воздействием факторов космического пространства

А. А. Жалило, П. А. Кот, И. Н. Минервин, И. Г. Ноздрин, В. В. Пискорж, Л. П. Рофварг Навігація косміческих апаратів по сигналам косміческих навігаційних систем ГЛОНАСС і NAVSTAR

- 7 *V. P. Gorbulin, A. P. Zavalishyn, O. O. Negoda, and Ya. S. Yatskiv* On the state space program of Ukraine
- 12 *S. N. Konyukhov* Scientific and technological trends in designing spacecraft in the M. K. Yangel' Yuzhnoe Design Office
- 35 *Ya. E. Aizenberg* Concept of developing control system for automatic spacecraft of "Spectr" series
- 47 *R. E. Gershberg, A. M. Zvereva, P. P. Petrov, V. I. Pronik, and N. V. Steshenko* The "Spectrum-UV" space project
- 57 *V. V. Abraimov, N. N. Agashkova, L. Bohne, I. V. Budnyak, N. I. Velichko, A. V. Krevsun, V. I. Kostenko, F. Lura, and A. M. Markus* Complex investigations of physical and mechanical properties of light-absorbing coating materials of the Mars-96 and Regata space vehicles under the influence of outer space factors
- 69 *A. A. Zhalilo, P. A. Kot, I. N. Minervin, I. G. Nozdrin, V. V. Piskorzh, and L. P. Rofvarg* Space vehicle navigation by means of GLONASS and NAVSTAR GPS signals

A. I. Krivonosov, A. A. Kulakov, N. K. Baida, V. S. Kharchenko, N. P. Blagodarny Структурно-алгоритмическая организация и модели надежности мажоритарно-резервированных систем

C. I. Bondarenko, A. M. Kislov Криогенная техника в космических исследованиях: разработки ФТИНТ НАН Украины

M. Я. Коцаренко, В. Є. Корепанов, В. М. Івченко Дослідження іоносферних провісників землетрусів (експеримент «Попередження»)

КОРОТКІ ПОВІДОМЛЕННЯ

РЕЗЮМЕ (англійською мовою)

НАШІ АВТОРИ

74 *A. I. Krivonosov, A. A. Kulakov, N. K. Baida, V. S. Kharchenko, and N. P. Blagodarny* Structure algorithm organization and reliability models of reserved systems

80 *S. I. Bondarenko and A. M. Kislov* Cryogenics in space research: Developments of B. Verkin Institute for low-temperature physics and engineering of National Academy of Sciences of Ukraine

96 *N. Ya. Kotsarenko, V. E. Korepanov, and V. N. Ivchenko* Investigations of the ionospheric precursors of earthquakes project “Poperedzhennya”

108 NOTES

110 ABSTRACTS

117 OUR AUTHORS

До авторів та читачів журналу
«Космічна наука і технологія»

Дозвольте привітати Вас з виходом першого номера журналу.

Дослідження космічного простору стало одним із найперспективніших напрямків науково-технічного прогресу ХХ століття. Значною є роль України у виконанні практично всіх космічних програм, що були започатковані Радянським Союзом. У нашій країні розвинувся потужний науково-технічний та промисловий потенціал космічної галузі, сформувався загін висококваліфікованих спеціалістів, досягнуті успіхи світового рівня у створенні ефективних ракет-носіїв, унікальних космічних апаратів.

Зараз Україна як суверенна держава має свою власну космічну програму, налагоджує тісний зв'язок із космічними державами світу.

Сподіваюсь, що на стартінках нового журналу знайдуть широке висвітлення наукові та науково-технічні питання, а також проблеми народного господарства, що пов'язані з вивченням та освоєнням космічного простору в мирних цілях.

Бажаю творчих успіхів.

Президент України

Леонід Кучма

ПЕРЕДМОВА

Дослідження та освоєння космічного простору стало одним з найперспективніших напрямків науково-технічного прогресу ХХ століття, що не лише наближають нас до пізнання таємниць природи, але й дають відчутні практичні вигоди.

Українські вчені, конструктори та інженери приймали активну участь у виконанні практично всіх космічних програм колишнього Союзу РСР. Робота велась з таких напрямків космічних досліджень, як космічне матеріалознавство і технологія,

міцність матеріалів і конструкцій космічних апаратів, механіка і динаміка космічних систем та апаратів, космічне приладобудування, дослідження Світового океану і поверхні Землі за допомогою штучних супутників Землі, космічна біологія і медицина, дослідження об'єктів далекого і близького космосу.

Добре зарекомендували себе в ракетних конструкціях запропоновані українськими вченими матеріали та сплави, апаратура та інструменти для проведення монтажних робіт в космосі, системи керування космічними ракетами та апаратами тощо.

Особлива увага у відповідних установах України приділялася створенню теоретичних основ, методик і унікальної апаратури для дистанційного дослідження земної поверхні, морів та океанів з космосу в різних спектральних діапазонах з метою пошуку корисних копалин, метеорологічного, вулканічного та сейсмічного прогнозування та визначення стану сільськогосподарських угідь.

Вченими України виконаний також значний обсяг досліджень в галузі космічної медицини та біології. Разом з вченими інших країн українські вчені плідно працювали над вирішенням проблем дослідження Всесвіту за допомогою космічних апаратів.

В розвитку космічних досліджень установи України підтримують тісні контакти з крупними центрами інших країн, налагодили активний обмін результатами космічних досліджень.

На жаль, досі в Україні не було регулярного видання, на сторінках якого висвітлювалися б всі сторони космічної галузі України. Сподівається, що журнал «Космічна наука і технологія» заповнить цю прогалину і збере широку читацьку аудиторію.

Б. Патон

PREFACE

Exploration of the outer space has become a most challenging field of scientific and technical advance in the 20th century, not only it bring us closer to the knowledge of the secrets of nature, but substantial benefits are also gained from it.

Ukrainian scientists, designers, and engineers took an active part in practically every space programs of the former Soviet Union. They worked in many fields of space exploration — space materials technology, structural strength and durability of materials of space vehicles, mechanics and dynamics of space system and space vehicles, space instrument making, study of the Earth's oceans and land with artificial satellites, space biology and medicine, study of different objects in the deep space and in the solar system.

The materials and alloys proposed by Ukrainian scientists for rocket systems as well as devices and instruments for assemble operations in space, control systems for space rockets and vehicles showed a good performance.

Particular attention has been given in the corresponding institutions in Ukraine to the development of theoretical foundations, techniques, and unique equipment for studying the Earth's surface, seas, and oceans from the outer space in different spectral ranges for purposes of prospecting for mineral resources, meteorological, volcanic, and seismic prediction, determination of the state of farming lands.

Extensive investigations in the space biology and medicine were made by Ukrainian scientists, they worked fruitfully together with their colleagues from other countries on solving many problems in the exploration of the universe with space vehicles. In developing space exploration, Ukrainian institutions maintain close contact with major centers in other countries, they established an effective exchange of results of space investigations.

Unfortunately, Ukraine have had no periodic publications which would cover all the fields of space studies in the country. The journal Space Science and Technology will hopefully meet this lack and gain widespread recognition.

B. Paton

ВІДРЕДКОЛЕГІЙ

Шановний читачу!

Перед Вами перший номер нового журналу «Космічна наука і технологія», насторінках якого публікуватимуться оглядові та оригінальні статті, повідомлення з усіх напрямків розвитку космічної науки і техніки.

Цей журнал є логічним продовженням щорічного збірника «Космічна наука і техніка», що друкувався в Україні з 1986 року.

Чому виникла потреба в заснуванні нового журналу?

В Україні є розвинена науково-технічна та промислова база в галузі дослідження та використання космічного простору. Тут працюють кваліфіковані фахіви з різних напрямків досліджень, багато хто з них приймав участь практично у всіх космічних проектах колишнього Союзу РСР.

В 1990 році Україна стала членом Комітету ООН з мирного використання космічного простору і з цього часу активно виступає в робочих органах цього комітету.

В 1992 році було створено Національне космічне агентство України та розпочато розробку Державної космічної програми України. Україна — член Міжнародної астронавтичної федерації, багатьох українських вчених обрано до Міжнародної академії астронавтики.

Все це обумовлює потребу мати друкований орган, який був би своєрідним постійним форумом для космічної галузі в Україні, служив би консолідації та взаємній інформації її складових частин та світової спільноти.

Редколегія впевнена, що журнал слугитиме справі розвитку космічної науки і технології в Україні, її інтеграції у світову систему.

Сподіваємося, що журнал стане для Вас, шановний читачу, справжнім настільним посібником — не лише інформативним але й цікавим, що зрештою неможливе без Вашої активної участі.

Про державну космічну програму України

В. П. Горбулін¹, А. П. Завалішин², О. О. Негода², Я. С. Яцків³

¹ Рада національної безпеки при Президентові України, Київ

² Національне космічне агентство України, Київ

³ Головна астрономічна обсерваторія НАН України, Київ

Надійшла до редакції 10.10.95

Обговорюються концептуальні положення державної космічної програми України. Дана характеристика напрямків досліджень та основних проектів.

КОНЦЕПЦІЯ ДЕРЖАВНОЇ КОСМІЧНОЇ ПРОГРАМИ УКРАЇНИ

У другій половині ХХ століття розвиток фундаментальних та прикладних космічних досліджень став невід'ємною частиною національної політики не тільки великих держав світу (США, СРСР, Китай, Франція та ін.), але й багатьох інших держав, в тому числі і тих, що розвиваються. Україна брала участь у виконанні практично всіх космічних проектів, що виконувалися у колишньому Союзі. Завдяки цьому в Україні була створена розвинена науково-технічна та промислова база в галузі дослідження та використання космічного простору, був підготовлений великий загін висококваліфікованих кадрів. Серед установ космічної галузі України є такі всесвітньо відомі центри як КБ «Південне» (Дніпропетровськ), Центр далекого космічного зв'язку (Євпаторія), НВО «Хартрон» (Харків), Інститут електрозварювання ім. Є. О. Патона (Київ), ВО ПМЗ (Дніпропетровськ), НДІРВ (Харків) та інші.

В 1990 році Україна стала членом Комітету ООН з мирного використання космічного простору і з того часу бере активну участь у роботі цього Комітету. У зв'язку з дезінтеграцією СРСР Україна стала незалежною державою. Постало питання розробки стратегії космічної діяльності в Україні та створення відповідного органу для організації та координації цієї діяльності. При цьому, опираючись на досвід розвинених країн світу, Україна

виходила з загального положення, що її участь в космічних дослідженнях відповідає стратегічним інтересам, що базуються на наступних факторах.

В політичній галузі участь у космічній діяльності дозволить Україні зайняти гідне місце серед найбільш впливових держав світу та, безумовно, матиме позитивний вплив на її авторитет.

В економічній галузі космічна діяльність є потужним стимулом розвитку прогресивних технологій та виробництв, що саме по собі сприяє економічному розвитку країни, а участь в міжнародних програмах космічних досліджень є найбільш вигідним та доступним шляхом до передових технологій інших держав і дозволить підтримувати в Україні загальний високий рівень науки та освіти.

У військовій галузі космічні технології забезпечують розвиток найбільш сучасних засобів захисту, зокрема від ракетно-авіаційного нападу, та створення ефективних систем спостереження, зв'язку тощо.

Отже, створення космічної техніки та підготовка кадрів у цій галузі є невід'ємною умовою для забезпечення обороноздатності та безпеки держави. Все це разом з розумною політикою та системою господарювання приводить до поступового росту добробуту народу.

В інформаційній галузі космічні засоби та технології забезпечують якісно новий рівень можливостей накопичення та передачі інформації. Людство прямує до нового виду організації суспільства, в

якому космічні інформаційні технології відігра-
ватимуть значну роль.

В екологічній галузі космічний моніторинг є важливим елементом загальної системи екологічного моніторингу — основою розробки заходів збереження довкілля.

В кінці 1991 року в громадських організаціях

(Комісія космічних досліджень АН України, Федерація космонавтики України) та на урядовому рівні була проведена робота по підготовці пропозицій щодо організації космічної діяльності в Україні. В 1992 році указом Президента України Л. М. Кравчука було створене Національне космічне агентство України.

УКАЗ ПРЕЗИДЕНТА УКРАЇНИ

Про створення Національного космічного агентства України

Виходячи з необхідності збереження і подальшого розвитку в інтересах незалежної України науково-технічного і виробничого потенціалу космічної галузі народного господарства України, його використання для розв'язання соціально-економічних проблем, постановлюю:

1. Створити при Кабінеті Міністрів України Національне космічне агентство України (НКАУ).

2. Основними завданнями Національного космічного агентства України є:

- розробка концептуальних основ державної політики в галузі дослідження і використання космічного простору;
- підготовка пропозицій та рекомендацій Президенту України і Кабінету Міністрів України з питань дослідження і використання космічного простору;
- координація діяльності органів державної виконавчої влади, науково-дослідних установ, підприємств і організацій космічної галузі з питань організації та проведення космічних робіт;
- організація міжнародного та міждержавного співробітництва і здійснення контролю за додержанням міжнародно-правових норм з питань дослідження і використання космічного простору;
- організація робіт фундаментального та прикладного характеру в космічній галузі;
- фінансування робіт по дослідженню і використанню космічного простору.

3. Кабінету Міністрів України до 1 квітня 1992 року розробити і затвердити «Положення про Національне космічне агентство України» і штатну структуру, а також забезпечити фінансування діяльності Національного космічного агентства України.

4. Указ набуває чинності з дня його підписання.

Президент України

Л. Кравчук

м. Київ

«29» лютого 1992 року

№ 117

З 1992 року розпочалася робота з розробки концепції та формування Державної космічної програми України (ДКПУ). При розробці концепції ДКПУ враховувались наступні передумови:

1. Україна успадкувала від колишнього Союзу космічну промисловість та науку, які не є самодостатніми і тісно пов'язані з іншими державами СНД.

2. В період перебудови економіки та конверсії військової ракетно-космічної промисловості України необхідно зберегти існуючий інтелектуальний та виробничий потенціал космічної галузі.

3. Україна прагне увійти до співдружності космічних країн світу як розвинена у науковому та індустріальному відношенні держава.

4. Україна визнає космічний простір загальним надбанням людства і свою відповідальність за його збереження та мирне використання.

5. Забезпечення Україні гарантованого доступу до космічного простору і самостійного здійснення активної космічної діяльності.

6. В Україні відсутні такі важливі елементи наземної космічної інфраструктури як стартові комплекси, центри управління, мережі прийому та опрацювання інформації.

7. Україна приєдналася до угоди про спільні космічні дослідження в рамках СНД (м. Мінськ, 30 грудня 1991 року). Виходячи з наведених передумов Концепцією передбачається три етапи в здійсненні космічної діяльності України.

На першому етапі, продовжуючи співробітництво з країнами СНД на взаємовигідній основі, передбачається створити власну наземну космічну інфраструктуру та організувати виконання перспективних фундаментальних та прикладних досліджень в інтересах космічної галузі України.

На другому етапі — вихід України на міжнародний космічний ринок з власною продукцією і послугами (носії, апарати, інформація, тощо) та її інтеграція в міжнародне космічне співробітництво.

На третьому етапі передбачається зближення національних та міжнародних інтересів в галузі дослідження та використання космічного простору з метою участі України в реалізації проектів, що мають загальнопланетарне значення.

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА ПРОГРАМИ

Виходячи з концептуальних положень, що наведені вище, була підготовлена перша Державна космічна програма України (ДКПУ) на 1993—1997 рр. Програмою передбачені науково-дослідні, дослідно-ін-

структурські та інші роботи з таких основних напрямків:

1. Космічний зв'язок та космічні інформаційні системи.
2. Дистанційне зондування Землі.
3. Наукові космічні дослідження.
4. Космічні транспортні системи та космічні апарати.
5. Космічні технології.
6. Експериментальна база космічної галузі та засоби наземного комплексу управління.
7. Нові матеріали, технології та обладнання для космічної галузі.
8. Підготовка кадрів та інформаційно-видавнича діяльність.

Виходячи з стану розвитку економіки України та зважаючи на те, що космічна діяльність потребує великих капіталовкладень, було вирішено зосередити основну увагу на тих проектах, що або мають важливе значення для розвитку національного господарства, або випливають із зобов'язань України щодо виконання Міждержавної програми дослідження та використання космічного простору (МКП).

Нижче подається коротка інформація про основні проекти ДКПУ.

1. Напрямок «Космічний зв'язок та космічні інформаційні системи»

1.1. Проект «Либідь» має на меті створення основ побудови національної системи супутникового зв'язку. Виходячи з потреб українського ринку зв'язку, технічних можливостей національної промисловості та потенційної кооперації, заплановано створити геостаціонарний супутник зв'язку та наземні станції забезпечення цього виду зв'язку.

1.2. Проект «Метрика-КЧЗ». Технічним завданням цього проекту передбачено використання космічної технології для створення системи координатно-часового забезпечення об'єктів господарства і науки України. Зважаючи на той факт, що територія України не дозволяє створити самодостатньою системи КЧЗ, проектом передбачена участь України у відповідних міжнародних проектах та взаємний обмін інформацією. Зокрема, в 1994 р. спільними зусиллями науковців України, Росії та США на базі радіотелескопа РТ-22 Кримської астрофізичної обсерваторії створено радіоінтерферометричний пункт, що входить у відповідну світову мережу. Проект «Метрика-КЧЗ» завершується в 1997 році впровадженням космічної (GPS) техно-

логії в практику робіт з геодезії, навігації та кадастру (Головна астрономічна обсерваторія), виготовленням дослідного взірця GPS-приймача (НДІРВ) та розробкою теоретичних засад системи координатно-часового забезпечення України.

В рамках цього напрямку ведуться і інші розробки та дослідження з метою забезпечення участі України у міжнародних системах попередження аварій та стихій, передачі інформації тощо.

2. Напрямок «Дистанційне зондування Землі»

2.1. Проект «Січ-Середовище». В рамках цього проекту в 1995 році здійснено запуск першого (офіційно зареєстрованого) українського супутника «Січ-1», який оснащено засобами дистанційного зондування (редакція КНіТ планує надрукувати окрему статтю про цей супутник).

В 1996—1997 рр. планується продовжити роботи по розробці та створенню нових супутників серії «Січ» — «Січ-1М» та «Січ-2». Науковою базою цих супутників мають стати радіолокаційні системи нового покоління Інституту радіофізики і електроніки НАН України, що дадуть можливість:

- підвищити оперативність та достовірність метеорологічних прогнозів, геологічного стану території України, інвентаризації земель та сільськогосподарських угідь, контроль урожайності сільськогосподарської продукції;
- виявляти та прогнозувати біопродуктивність нових районів промислу в океанах та морях;
- попереджати катастрофічні природні явища, процеси, техногенні аварії та катастрофи.

2.2. Проект «Природа» відноситься до МКП і має на меті створення однойменного модуля для станції «Мир». В його створенні беруть участь російські науковці разом з науковцями багатьох країн світу. Українські наукові та виробничі організації забезпечують створення спеціальних наземних полігонів, необхідних для калібрувки результатів космічних вимірювань. Запуск модуля «Природа» заплановано на 1996 рік.

3. Напрямок «Наукові космічні дослідження»

3.1. Проект «АУОС-Коронас». Це комплексний проект МКП, яким передбачається запуск трьох спеціалізованих супутників виробництва КБ «Південне» та ВО ПМЗ. Перший з цієї серії КА «Коронас-І» був запущений в 1994 р. На його борту працювало 13 наукових приладів, серед яких був телескоп «ДИФОС» (розробка та виготовлення Головної астрономічної обсерваторії та СКТБ Фізико-

механічного інституту НАН України). З допомогою цього телескопа вивчалися глобальні коливання яскравості Сонця. Другий КА «Коронас-Ф» планується запустити в кінці 1996 р. Програмою передбачається продовження вимірювань, що велися з допомогою «Коронас-І». В 1998 р. планується здійснити запуск КА «Фотон» з метою вивчення потужних енергетичних процесів на Сонці (викиди плазми, спалахи, плями). Передбачена участь Харківського університету в розробці наукової апаратури цього КА.

3.2. Проект «Спектр» — унікальний комплексний проект МКП, яким передбачається запуск трьох космічних апаратів:

«Спектр-УФ» — вивчення ультрафіолетового випромінювання різноманітних космічних об'єктів з допомогою телескопа з діаметром дзеркала 1.7 м. В розробці цього проекту беруть участь Росія, Італія, Німеччина та Україна. Зокрема за виготовлення оптики телескопа, тестування всього комплексу телескопа та наземний супровід відповідає Кримська астрофізична обсерваторія.

«Спектр-РГ» — вивчення рентгенівського та гама-випромінювання космічних об'єктів. В розробці наукового комплексу цього КА задіяно багато країн світу (Росія, США, Німеччина та інші). Українські наукові установи беруть участь у підготовці теоретичного та програмного забезпечення проекту.

«Спектр-Радіоастрон» — вивчення радіовипромінювання космічних об'єктів з допомогою 10-метрового радіотелескопа. Такий радіотелескоп, спостерігаючи спільно з наземними радіотелескопами у так званому радіоінтерферометричному режимі, забезпечить рекордну (недоступну з поверхні Землі) роздільність спостережень. В цьому проекті бере участь Радіоастрономічний інститут НАН України.

3.3. Проект «Марс-96» — міжнародний проект по вивченню поверхні та атмосфери планети Марс. В його реалізації беруть участь 20 країн світу, в т. ч. Україна. Науковий комплекс цього проекту включає більше 30 приладів. Українські науковці приймають участь у розробці та виготовленні трьох таких приладів, зокрема для спостережень Сонця та впливу сонячного віtru на магнітосферу Марса. Крім того, українські наукові установи відповідають за створення системи наземного астрономічного супроводу всього проекта «Марс-96».

3.4. Проект «Інтербол» відноситься до МКП і має на меті дослідження механізмів передачі енергії від Сонця до магнітосфери Землі та вивчення сонячно-земних зв'язків. В розробці наукового комплексу цього проекту брало участь СКТБ ФМІ,

а управління КА (після його запуску в серпні 1995 р.) здійснюється Центром далекого космічного зв'язку м. Євпаторія (ЦДКЗ-Євпаторія). Важливо зазначити, що ЦДКЗ-Євпаторія — потужний науково-технічний комплекс управління КА та збору наукової інформації з їх борту. Здійснення таких проектів як «Спектр» та «Марс-96» можливе тільки з участі цього Центру.

4. Напрямок «Космічні транспортні системи та космічні апарати»

4.1. Проект «Оріль» — транспортно-космічна система легкого класу повітряного базування. Система призначена для виведення КА масою до 1 т на низькі навколоземні орбіти, створюється на основі технологічної бази ракети СС-24 і попередніх операцій в рамках проекту «Спейс Кліпер». У вигляді літака-носія припускається використовувати дооснащений транспортний літак Ан-124. Впровадження в експлуатацію намічено на початку ХХІ століття.

4.2. Проект «Світязь». Подальшим розвитком транспортно-космічних систем є створення АКРК «Світязь», призначеного для виводу корисного вантажу масою до 8 т на низькі навколоземні орбіти. В якості літака-носія використовується широкофюзеляжний літак Ан-225 «Мрія».

Інформація про декотрі інші напрямки та проекти ДКПУ («Попередження», АУОС, «Зеніт») міститься в статтях, що друкуються у цьому номері журналу, а його вихід у світ — це свідчення того, що, незважаючи на всі економічні труднощі сьогодення, ця програма живе і успішно здійснюється.

Політика України в галузі дослідження та освоєння космічного простору направлена на збереження і розвиток наукових шкіл, науково-технічного та промислового потенціалу в цій галузі. Це, з одного боку, буде сприяти укріпленню фінансової і економічної незалежності України, а з іншого — дозволить їй у майбутньому стати рівноправним членом «космічного клубу» передових країн світу.

УДК 629.783.01(47)

**Научно-технические
разработки космических
аппаратов
КБ «Южное» им. М. К. Янгеля**

С. Н. Конюхов

КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля, Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 20.04.95

В статье отражены условия, обеспечившие возможность возникновения и дальнейшего успешного развития в КБ «Южное», явившимся одним из ведущих предприятий-разработчиков боевых ракетных комплексов стратегического назначения, нового направления деятельности: создания ракет-носителей и космических аппаратов (КА). Представлен краткий перечень КА, разработанных КБ «Южное», и дан обзор программ космических исследований, осуществленных в период с 1962 по 1995 гг. с использованием этих аппаратов. Приведены этапы работы КБ по созданию КА и дано краткое описание характеристик и конструктивных особенностей этих аппаратов. Значительное внимание уделено вопросам создания и совершенствования комплексов обеспечивающей аппаратуры КА. В статье показан вклад КБ «Южное» в решение научно-технических проблем создания нескольких поколений КА и отражена его роль в изучении и использовании космического пространства по программам «Космос» и «Интеркосмос», а затем в рамках государственной космической программы Украины.

Широкомасштабное исследование околоземного пространства, начатое в 1960-е годы в СССР, явилось следствием опережающего развития боевой ракетной техники стратегического назначения, на основе которой были созданы первые ракеты-носители, открывшие перспективы и для создания космических летательных аппаратов различного назначения. К этому времени многие академические институты страны были в значительной мере подготовлены в научном плане к постановке и проведению экспериментальных и прикладных исследований в космосе. Одновременно военно-политическая обстановка в мире диктовала необходимость создания и использования космических средств в интересах обороны. Конструкторское бюро «Южное», как одно из головных предприятий страны по созданию боевых ракетных комплексов стратегического назначения, опиравшееся на гигантскую по своим масштабам разветвленную кооперацию организаций различных отраслей науки и промышленности, и прежде всего мощную экспериментально-

производственную базу ПО «Южный машиностроительный завод», оказалось, таким образом, в положении лидера, способного использовать накопленный потенциал не только в направлении создания ракет-носителей, но и разработки космических аппаратов (КА).

Первым опытом КБ «Южное» на последующем длительном пути своей космической деятельности было создание и запуск 16 марта 1962 г. КА ДС-2, положившего начало реализации долгосрочной комплексной программы космических исследований «Космос». В ходе орбитального полета КА «Космос-1» не только подтверждена правильность технических решений, принятых при создании аппарата, но и осуществлено исследование прохождения радиоволн в верхних слоях атмосферы с помощью четырехчастотного радиопередатчика «Маяк», результатом которых явилось обнаружение и определение спектра крупномасштабных неоднородных образований в ионосфере и углов рефракций радиоволн.

1. ОБЛАСТЬ НАУЧНЫХ И ПРИКЛАДНЫХ ПРОГРАММ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ, ПРОВЕДЕНИИХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КА РАЗРАБОТКИ КБ «ЮЖНОЕ»

В реализации общеюзной комплексной космической программы фундаментальных и прикладных исследований космические аппараты разработки КБ «Южное» занимают особое место. По существу, большая часть задач программы космических исследований в околоземном космосе, начиная с 1960-х годов вплоть до настоящего времени, была решена с помощью автоматических космических аппаратов и ракет-носителей, созданных КБ «Южное» и ПО «Южный машиностроительный завод» и их кооперацией. Ниже приведены направления исследований и перечень космических аппаратов, созданных для проведения экспериментов по этим направлениям.

Исследования Галактики, включающие:

- изучение фундаментальных основ строения микро- и макромира («Космос-135», «Космос-163», «Космос-225»);
- изучение космических лучей и реликтового излучения («Космос-135», «Космос-163», «Космос-225», «Интеркосмос-1», «Интеркосмос-9», «Интеркосмос-17»);
- попытки выявления антивещества («Космос-31», «Космос-51»);
- проверку положений теории относительности («Космос-97», «Космос-145»);
- изучение метеоритных потоков и метеорного вещества («Космос-31», «Космос-51», «Космос-108», «Космос-135», «Космос-163», «Космос-196», «Интеркосмос-14»);
- изучение звезд и туманностей («Космос-31», «Космос-51», «Космос-215», «Космос-262», «Космос-335», «Космос-461»).

Исследования Солнца, включающие:

- изучение сейсмологии Солнца и определение его внутреннего строения («Космос-158», «Космос-196», «Интеркосмос-11», «Интеркосмос-16»);
- изучение мощных динамических процессов, происходящих на Солнце, с целью создания теории и методов их прогнозирования («Космос-166», «Космос-230», «Интеркосмос-1», «Интеркосмос-4», «Интеркосмос-7»);
- исследование процессов переноса энергии из недр Солнца к его поверхности («Космос-142», «Космос-259», «Интеркосмос-1», «Интеркосмос-4», «Интеркосмос-7»);
- изучение характеристик солнечного корпускулярного излучения и воздействия солнечных

частиц на магнитосферу Земли («Интеркосмос-1», «Интеркосмос-4», «Интеркосмос-7», «Интеркосмос-14», «Интеркосмос-16»);

- изучение взаимосвязи экологических проблем с воздействием излучения Солнца на Землю («Космос-262», «Интеркосмос-16»).

Исследование планеты Земля и околоземного космического пространства, в том числе:

- изучение радиационной обстановки и радиационных поясов Земли («Космос-17», «Космос-53», «Космос-70», «Космос-137», «Космос-219»);
- изучение магнитного поля («Космос-26», «Космос-49», «Космос-321», «Космос-356»);
- исследование атмосферы («Космос-108», «Космос-196», «Космос-261», «Космос-348», «Интеркосмос-2», «Интеркосмос-8», «Ореол-1», «Ореол-2», «Ореол-3»);
- исследование радиационного баланса Земли и метеорологических объектов («Космос-149», «Космос-320»);
- исследование атмосферной системы «Океан—атмосфера» в целях разработки методов прогноза погоды и климата («Космос-1076», «Космос-1151», «Космос-1500», «Космос-1602», «Океан»);
- изучение ионосферы, магнитосферы и околоземной плазмы («Космос-142», «Космос-259», «Космос-261», «Космос-348», «Космос-379», «Интеркосмос-4», «Интеркосмос-5», «Интеркосмос-9», «Интеркосмос-10», «Интеркосмос-12», «Интеркосмос-13», «Интеркосмос-14», «Интеркосмос-18», «Интеркосмос-19», «Интеркосмос-24», «Интеркосмос-25», «Ореол-1», «Ореол-2», «Ореол-3»);
- изучение распространения радиоволн («Космос-17», «Космос-53», «Космос-70», «Космос-142», «Ионозонд-Э»);
- изучение возможности выявления природных ресурсов Земли из космоса («Интеркосмос-20», «Интеркосмос-21»).

Реализация прикладных космических программ в интересах народного хозяйства и экологического мониторинга с использованием космических аппаратов разработок КБ «Южное» осуществляется с 1979 г. на основе запусков космических аппаратов серии НХ (народнохозяйственных) и серии «Океан». За истекшее время было запущено 11 КА: 6 аппаратов серии НХ («Космос-1072», «Космос-1151», «Космос-1500», «Космос-1602», «Космос-1769», «Космос-1869») и 5 космических аппаратов серии «Океан», запущенных в 1988, 1989, 1991 и 1994 гг. Данные, полученные указанными космиче-

скими аппаратами, использовались и используются для решения следующих задач.

1. Планирование и осуществление хозяйственной деятельности:

- оценка и прогноз состояния сельскохозяйственных культур, пастбищ, лесов, почв, внутренних водоемов и снежного покрова;
- оперативное слежение за ледовым покровом в полярных областях в целях обеспечения судоходства;
- контроль и прогноз развития циклонов и ураганов, обеспечение безопасности судовождения и хозяйственной деятельности в тайфуноопасных районах;
- долгосрочный прогноз погоды и климата.

2. Выявление природных ресурсов:

- изучение и картирование геологических структур с целью выявления перспективных для нахождения полезных ископаемых районов;
- исследование и контроль биопродуктивности океана и континентального шельфа, обнаружение зон рыболовного промысла.

3. Экологический мониторинг:

- контроль загрязнения атмосферы, почв, вод, растительности в целях комплексной оценки экологического состояния регионов и территорий;
- оперативный контроль состояния объектов и территорий, потенциально опасных в экологическом отношении;
- демонстрация возможностей автоматизированного сбора информации из опасных и труднодоступных районов.

**2. ЭТАПНОСТЬ РАЗРАБОТОК,
ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ УНИФИКАЦИИ
И КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ КА**

К началу 1960-х годов в стране уже имелся определенный опыт проведения исследований с использованием космических летательных аппаратов. Однако информация, полученная с помощью первых отечественных искусственных спутников Земли (ИСЗ) и автоматических летательных станций, давала очень отрывочные представления о свойствах космической среды, поскольку эксперименты на этих аппаратах в основном проводились с целью обеспечения готовящегося первого в мире полета человека в космическое пространство. Отсутствие сравнительно простых ИСЗ, предназначенных для проведения разнообразных экспериментов, равно как и ракеты, менее сложной и более дешевой по сравнению с использовавшейся в то время ракетой

P-7 разработки организации С. П. Королева, препятствовало организации систематического и планомерного изучения и освоения космического пространства.

Вместе с тем первые удачи в космосе стимулировали обширный поток заявок институтов Академии наук СССР и отраслевых организаций на создание конструкторским бюро «Южное» космических аппаратов и оснащение их аппаратурой различного целевого назначения.

На первом этапе (1962—1965 гг.) характер разработки и производства КА еще не принял сколько-нибудь очерченной схемы системного подхода к их созданию, и поэтому этот этап может быть квалифицирован как этап создания уникальных космических аппаратов одиночного применения для решения узкоспециализированных задач в космосе. В этот период были созданы и выведены на орбиты несколько типов космических аппаратов. Уже упоминавшийся спутник ДС-2 («Космос-1»), ДС-П1 («Космос-6»), ДС-К8 («Космос-8»), ДС-А1 («Космос-11»), ДС-МГ («Космос-26»), ДС-МТ («Космос-31»), ДС-МО («Космос-149»).

Анализ совокупности целевых задач исследования космического пространства, сформированных уже в первых программах фундаментальных и прикладных научных исследований на период 1966—1975 гг., с учетом намеченного высокого темпа их реализации, показал, что практика разработки одиночных КА под ту или иную задачу уже не может лежать в основе реализации космических программ. Прежде всего, это было дорого, но, главное — невозможно было в сжатые сроки организовать производство большого количества разрозненных типов космических аппаратов. Нужно было искать новые пути подхода к созданию КА. И такой путь был найден.

Впервые в мировой практике КБ «Южное» выдвинуло принцип унификации платформ КА как основы для оснащения их комплексом исследовательской аппаратуры. Наряду с ускорением разработки КА в КБ «Южное» это решило проблему организации их серийного изготовления в ПО «Южный машиностроительный завод». В свою очередь, такой подход дал возможность Академии наук СССР развернуть широкий фронт научных исследований.

В основу унификации был положен принцип создания конструкции платформы КА и его обеспечивающей аппаратуры, учитывающий требования не одного, а целого класса различных экспериментов. Реализация этих требований путем разработки конструкции и аппаратуры обеспечивающих систем КА, состоящих из двух частей: постоянной — общей для всех создаваемых КА и переменной,

вводимой в их состав для реализации специфических требований отдельных экспериментов, позволяет обеспечить их «независимость» от каждого конкретного эксперимента и состава исследовательской аппаратуры.

Общей постоянной частью конструкции являлся корпус КА и фермы, находящиеся в отсеке обеспечивающей аппаратуры, а также единый малогабаритный комплекс обеспечивающих систем, в состав которого входили:

- бортовая аппаратура командной радиолинии;
- радиотелеметрическая система с запоминающим устройством;
- система радиоконтроля параметров орбиты;
- аппаратура бортового единого времени;
- система терморегулирования;
- комплект датчиков контроля состояния параметров конструкции, среды и аппаратуры КА.

В общей сложности в течение 1965—1994 гг. КБ «Южное» создало 6 разновидностей базовых унифицированных космических платформ:

ДС-У1, ДС-У2, ДС-У3, АУОС-З, АУОС-СМ — для решения научных задач;

НХ — для решения народнохозяйственных задач.

Космические аппараты, создаваемые на базе платформы типа ДС-У, имели вес до 500 кг (для круговой орбиты высотой 320 км и наклонением 49°) и до 210 кг (для эллиптической орбиты с высотой перигея 220 км и высотой апогея 2000 км с тем же наклонением орбиты) и были рассчитаны на запуск ракетой-носителем «Космос».

Базовые платформы спутников серии ДС-У имели отличительные особенности:

ДС-У1 — спутник, не ориентированный в пространстве, со сроком активного существования до 1 месяца; система энергоснабжения построена на базе химических батарей;

ДС-У2 — спутник, не ориентированный в пространстве, со сроком активного существования 3 месяца; система энергоснабжения построена на базе фотоэлектрических батарей и химических источников тока;

ДС-У3 — спутник, ориентированный на Солнце с точностью 2° со сроком активного существования 3 месяца и системой энергоснабжения, аналогичной спутнику ДС-У2.

Необходимость создания спутников серии ДС-У на основе трех платформ была обусловлена противоречивостью требований, предъявляемых на этом этапе космических исследований к конструкции и комплексу обеспечивающей аппаратуры спутника со стороны устанавливаемой в нем аппаратуры для проведения экспериментов. Переменной частью

конструкции явился каркас солнечной батареи, входящий в состав двух из трех платформ, а переменной частью обеспечивающей аппаратуры — аппаратура и устройства системы электроснабжения. Вместе с тем, несмотря на использование в составе КА переменной части конструкции и обеспечивающей аппаратуры, оказалось возможным в максимальной мере сохранить для этих трех платформ высокую степень унификации за счет применения большей постоянной по составу части элементов конструкции и приборов обеспечивающей аппаратуры КА.

В 1965—1976 гг. на базе трех модификаций унифицированных платформ ДС-У1, ДС-У2, ДС-У3 были созданы и выведены на орбиты 46 научных космических аппаратов 31 наименования. Многие из этих КА с целью улучшения их функциональных возможностей были дополнительно оснащены устройствами и системами успокоения КА, закрутки вокруг продольной оси или ориентации по вектору напряженности магнитного поля Земли. Эффективность использования унифицированных КА явилась основным фактором, благодаря которому именно они были приняты в качестве базовых для развития международного сотрудничества в области космических исследований. На их основе было создано и запущено 16 КА по международным программам и программе «Интеркосмос».

Усложнение в последующий период научных задач космических исследований и смещение акцента прикладных задач в сторону изучения подстилающей поверхности Земли поставило на повестку дня вопрос о разработке усовершенствованного класса КА. В 1976 г. КБ «Южное» создается новая унифицированная космическая платформа (автоматическая универсальная орбитальная станция с ориентацией на Землю (АУОС-З)). Этот КА был рассчитан на запуск ракетой-носителем «Интеркосмос» с последующим переходом на ракету-носитель «Циклон».

Дальнейшее совершенствование принципа унификации, используемого при создании этой и последующих унифицированных космических платформ, уже основывалось на разработках и эксплуатации серий, предшествующих унифицированным КА. На основе базовой платформы АУОС-З были созданы и выведены на орбиту 9 целевых КА, в том числе 7 по программам международного сотрудничества серии «Интеркосмос».

Одновременно с созданием унифицированной платформы АУОС-З в КБ «Южное» была начата разработка унифицированной гелиофизической станции (ГФС) с системой ориентации на Солнце. В силу ряда обстоятельств эта разработка была приостановлена. Лишь через 15 лет в 1993 г. КБ

«Южное» в кооперации с НПО «Хартрон» была создана уже на новых технических принципах автоматическая универсальная орбитальная станция с точной (< 5') системой ориентации на Солнце — АУОС-СМ. Первый целевой запуск КА АУОС-СМ-КИ на базе платформы АУОС-СМ по научной программе «Коронас-И» осуществлен в октябре 1993 г. с космодрома Плесецк.

Особое место в ряду унифицированных космических платформ, разработанных КБ «Южное», занимает платформа типа НХ, рожденная в короткие сроки на основе конверсионного использования одного из специализированных аппаратов, ранее созданного в интересах оборонных ведомств страны.

Анализ состава исследовательских задач природопользовательского характера, наработанных к тому времени в Институте космических исследований, в ряде украинских академических институтов, а также в структуре гидрометеослужбы страны, показал целесообразность поиска быстрых путей создания платформы, уже увязанной с недорогой по тому времени ракетой-носителем «Циклон», с тем, чтобы форсировать отработку средств и методов зондирования Земли из космоса и выйти на создание эксплуатационной системы дистанционного зондирования Земли. То обстоятельство, что такая платформа находилась в серийном производстве в ПО «Южный машиностроительный завод» и была надежно обеспечена союзной кооперацией, явилось основой для выбора ее в качестве базовой при создании космической системы природопользования и экологического контроля «Океан». Эта система находится в эксплуатации с 1988 г. по настоящее время.

Конструктивные особенности спутников различных модификаций, разработанных КБ «Южное», видны из рис. 1—9.

3. БОРТОВЫЕ КОМПЛЕКСЫ УПРАВЛЕНИЯ

Бортовой комплекс управления как функциональная подсистема автоматизированной системы управления КА является центральным звеном бортового аппаратурного комплекса и обеспечивает совместно с наземным комплексом управления доведение до бортовых систем КА и реализацию принятых на Земле решений по управлению полетом. В соответствии с характером решаемых задач в составе бортового комплекса управления можно выделить систему управления движением КА, прежде всего движением КА вокруг его центра масс (управления ориентацией и стабилизации КА), и систему управления работой бортовой аппаратуры КА, а также средства обмена информацией между бор-

товым и наземным комплексами управления, обеспечивающие замыкание контура автоматизированной системы управления полетом КА.

Исторически, начиная с первых неориентируемых (ДС-У1, ДС-У2), а затем и ориентируемых КА (ДС-У3), бортовые комплексы управления разрабатывались как совокупность автономных слабо связанных систем, каждая из которых обеспечивала решение одной или, в лучшем случае, нескольких функциональных задач комплекса. При этом каждая из этих систем (командно-измерительная, радиотелеметрическая и система управления ориентацией и стабилизации для ориентируемых КА (развивались практически независимо одна от другой в направлении совершенствования специфичных для каждой из них (точность, пропускная способность, помехозащищенность, количество формируемых команд и контролируемых телеметрических параметров и т. п.) и общетехнических характеристик (вес, габариты, потребляемая мощность, надежность).

На КА серий ДС-У1, ДС-У2 и ДС-У3 функции командно-измерительной системы реализовывались совместно аппаратурой командной радиолинии БКРЛ-Б, которая обеспечивала формирование 20 команд (в том числе 4 команд для управления научной аппаратурой спутника), и беззапросной системой радиоконтроля орбиты «Краб», основанной на использовании эффекта Доплера и обеспечивающей совместно с наземной станцией измерение радиальной составляющей скорости КА.

В качестве радиотелеметрической для этих аппаратов была использована система «Трал-П2». Эта система обеспечивала сбор и передачу на Землю в аналоговом виде телеметрической информации по 48 потенциометрическим и 44 сигнальным каналам. В составе системы использовалось запоминающее устройство, регистрировавшее телеметрические сигналы по 16 каналам.

Для КА серии АУОС-З совершенствование командно-измерительной и радиотелеметрической систем осуществлялось в жестких рамках, налагаемых номенклатурой существующего оснащения наземного командно-измерительного комплекса теми или иными типами приемо-передающих станций. Существующие станции практически однозначно определяли радиочастотные параметры этих систем (частотный диапазон, структура сигналов, методы кодирования информации, пропускная способность), поэтому фактически чаще всего по мере развития космической техники модернизировались не системы в целом, а преимущественно низкочастотная часть соответствующей бортовой радиотехнической аппаратуры.

Для примененной в составе КА АУОС-З аппара-

туры командно-программно-траекторной радиолинии «Коралл-Аб» важнейшими направлениями совершенствования технических характеристик явились:

- повышение количества радиокоманд немедленного исполнения до 120, в том числе до 60 — для управления научной аппаратурой;
- введение в состав аппаратуры программно-временного устройства и дешифратора программных команд, что позволило обеспечить управление полетом вне пределов зон радиовидимости наземных пунктов управления. При этом объем памяти, отводимой для хранения временных программ управления, составил 512 байт (128 32-разрядных слов программы). Дешифратор программных команд аппаратуры «Коралл-Аб» обеспечивал формирование и выдачу 30 многоадресных команд (в том числе 24 — в научную аппаратуру) и 21 команды в рамках жесткого цикла управления (в том числе 10 команд — в научную аппаратуру). Дискретность выдачи многоадресных команд составляла 16 с, а длительность временного интервала, в течение которого управление работой бортовых систем КА может осуществляться с использованием одной и той же однократно заложенной временной программы, достигала 6 суток.

Установленная на КА АУОС-З бортовая аппаратура радиотелеметрической системы БР-91Ц-5 уже использовала цифровой метод передачи информации на наземный пункт приема. Кроме того, ее внедрение обеспечило увеличение количества контролируемых каналов до 256, из них до 100 цифровых 8-разрядных каналов (для сбора и передачи информации научной аппаратуры выделялось до 120 функциональных и до 80 цифровых телеметрических каналов). Емкость бортового запоминающего устройства обеспечивала хранение информации, получаемой по всем каналам до 24 ч (при минимальной частоте опроса). При этом, как и для системы «Трал-П2», опрос контролируемых параметров осуществлялся по циклической схеме с жестким, устанавливаемым путем кроссировки на этапе изготовления распределением информационных возможностей системы (частот опроса) по параметрам.

По мере внедрения бортовых цифровых вычислительных машин актуальным требованием к командно-измерительным системам становится обеспечение обмена между этими машинами и наземным комплексом управления массивами цифровой информации. С Земли на борт КА могут передаваться массивы уставок различного назначения и массивы коррекции бортового программно-алгоритмического

обеспечения, а с КА на Землю — массивы отчетной информации о состоянии вычислительного процессы в бортовой машине, о состоянии и процессах функционирования бортовых систем, «обслуживаемых» этой машиной. Впервые эта задача была решена при создании КА подсистемы «Океан-О».

Используемая в его составе аппаратура командно-измерительной системы «Куб-Контур» позволила увеличить количество формируемых радиокоманд немедленного исполнения до 512 (в том числе для нужд научной аппаратуры — до 150), емкость программно-временного устройства — до 2 кбайт (256 64-разрядных слов программы). Дешифратор программных команд аппаратуры «Куб-Контур» обеспечивает выдачу до 180 многоадресных команд (из них до 120 используются в интересах научной аппаратуры). Формирование циклов управления аппаратурой этого КА осуществляется бортовая цифровая вычислительная машина на основе уставок, передаваемых с Земли через командно-измерительную систему; всего формируется четыре различных по временной диаграмме цикла управления (аппаратура «Коралл-Аб» позволяла сформировать единственную диаграмму цикла управления), из них три используются для организации сеансов работы научной аппаратуры. В процессе формирования циклов управления бортовая машина обеспечивает формирование 90 команд, 30 из которых используются для научной аппаратуры. Дискретность выдачи многоадресных команд была доведена до 1 с, а длительность временного интервала, в течение которого управление работой бортовых систем КА может осуществляться с использованием одной и той же, однократно заложенной временной программы, достигла 25 суток. Кроме того, аппаратура «Куб-Контур» позволила по сравнению с применявшейся ранее системой «Краб» повысить точность измерения текущих навигационных параметров КА и расширить состав измерений, что обеспечило существенное повышение точности определения параметров орбиты КА.

Для КА подсистемы «Океан-О» впервые в практике КБ «Южное» была применена радиотелеметрическая система БИТС-2 с адресной схемой опроса, обеспечивающей гибкое перераспределение пропускной способности между отдельными параметрами и, тем самым, адаптацию программы телеметрий к режимам функционирования бортового оборудования КА и к возникновению нештатных ситуаций в бортовых системах.

Описанная выше децентрализованная распределенная архитектура бортового комплекса управления обладает рядом важных преимуществ:

- возможностью параллельной разработки, модернизации и автономной экспериментальной

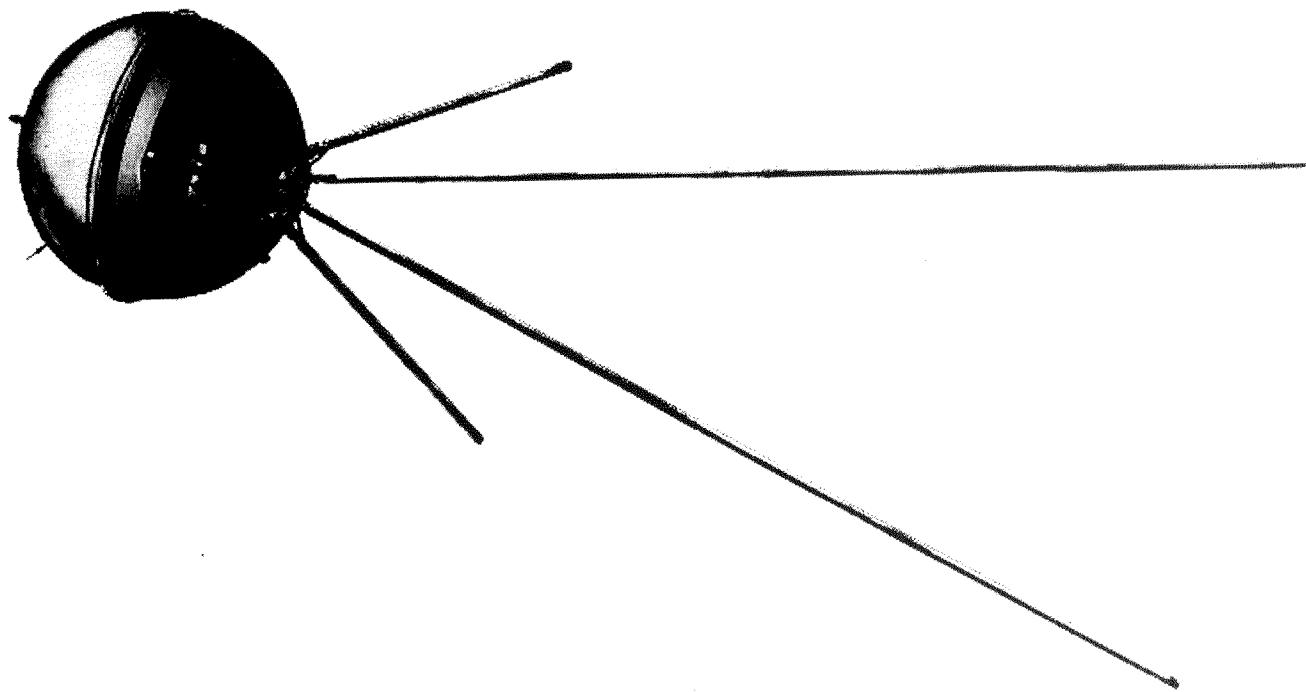


Рис. 1. КА ДС-2

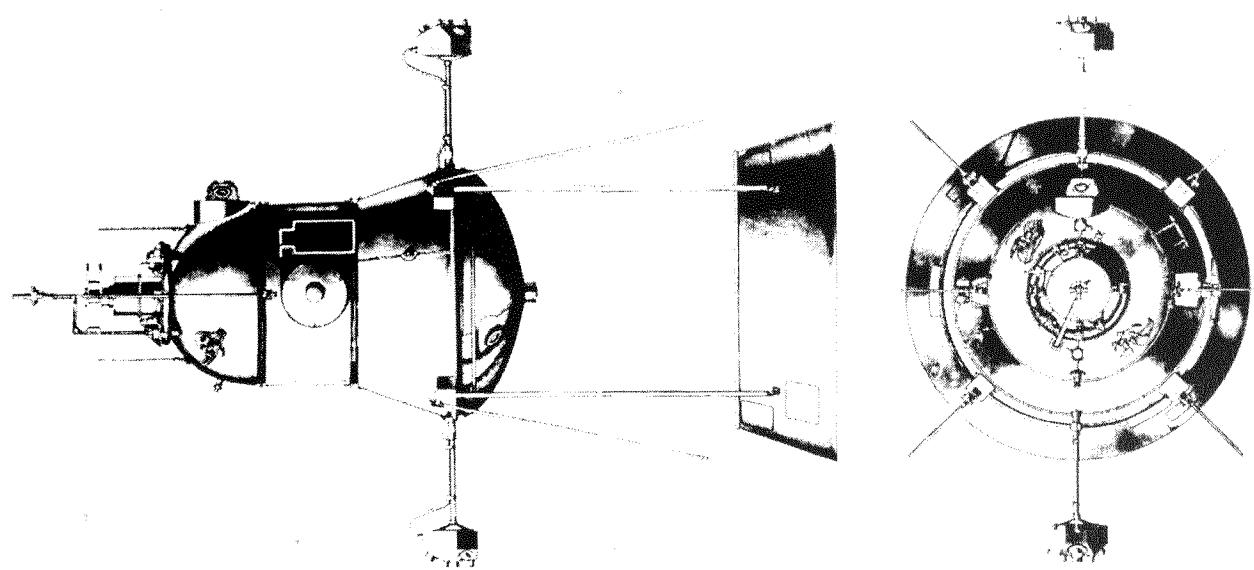


Рис. 2. КА ДС-МО

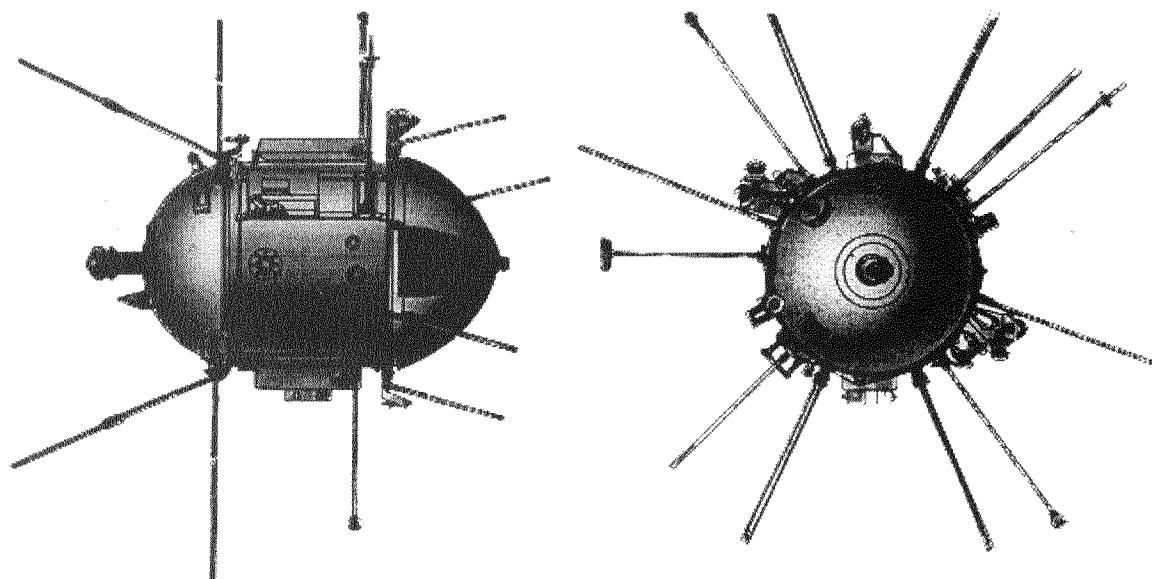


Рис. 3. КА ДС-У1

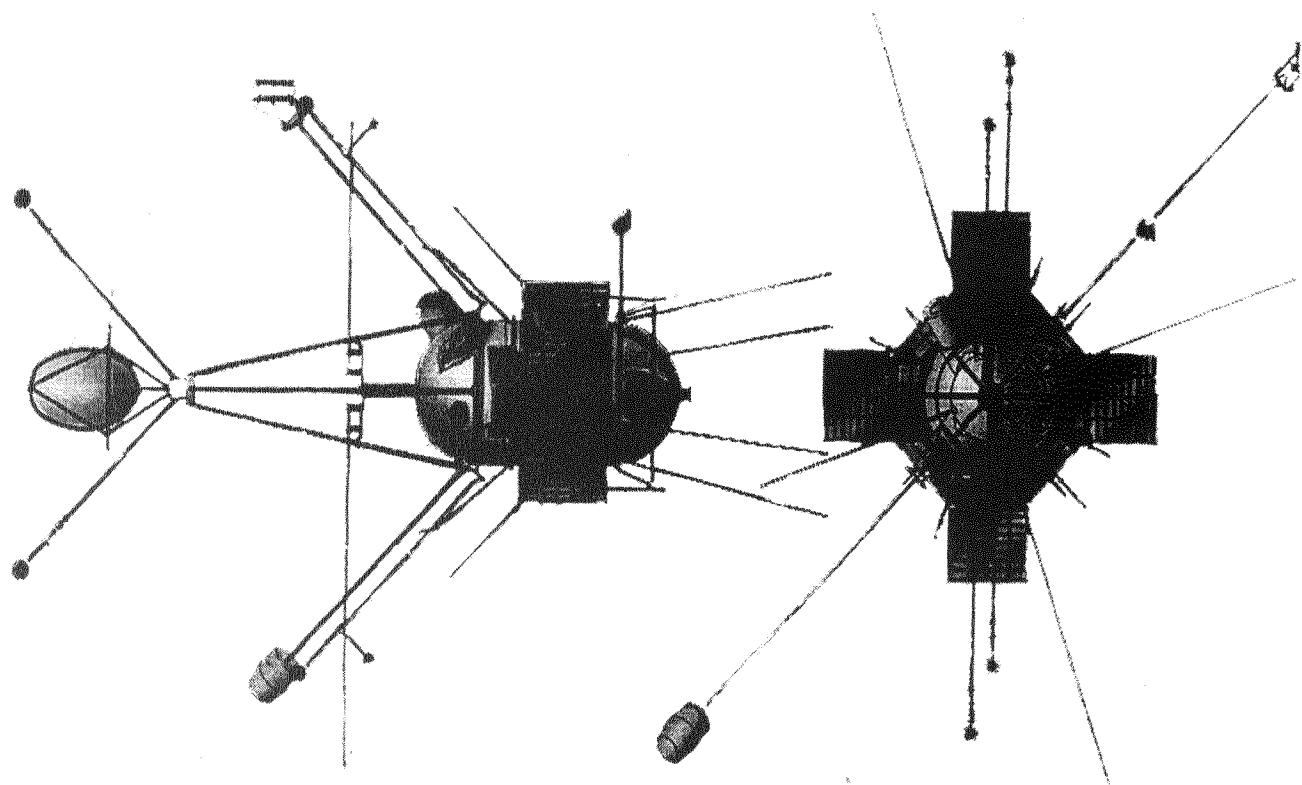


Рис. 4. КА ДС-У2

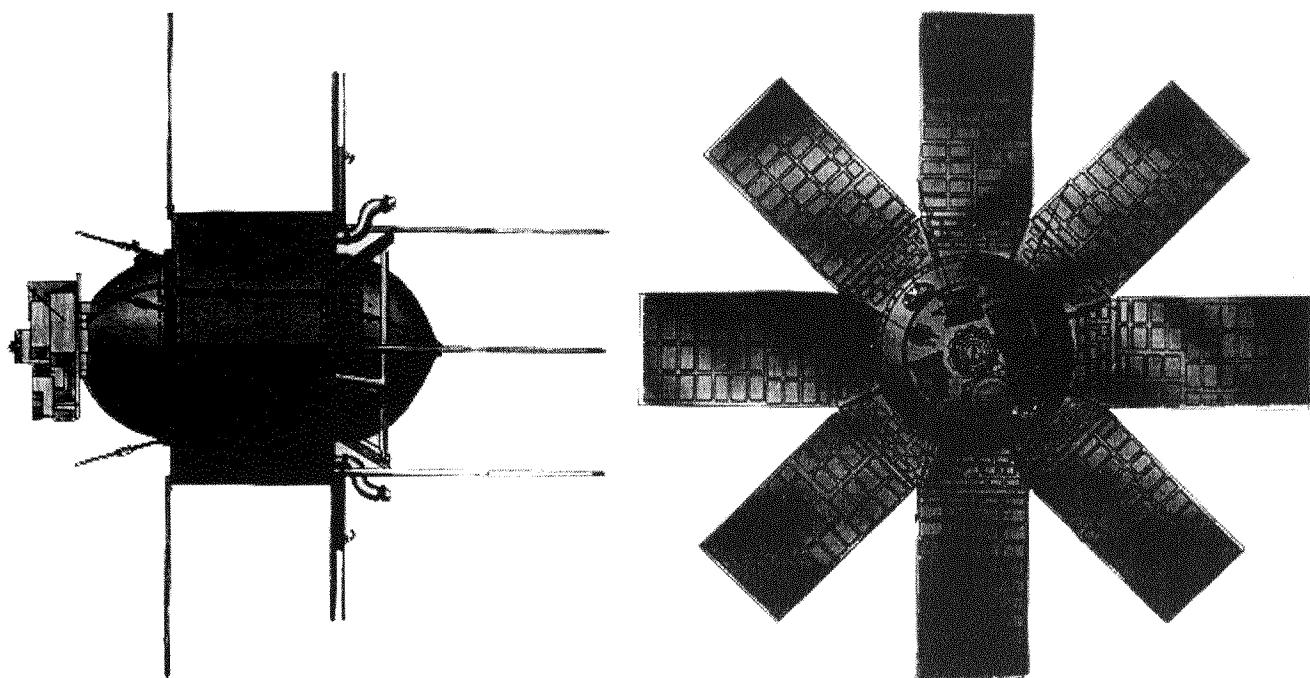


Рис. 5. КА ДС-У3

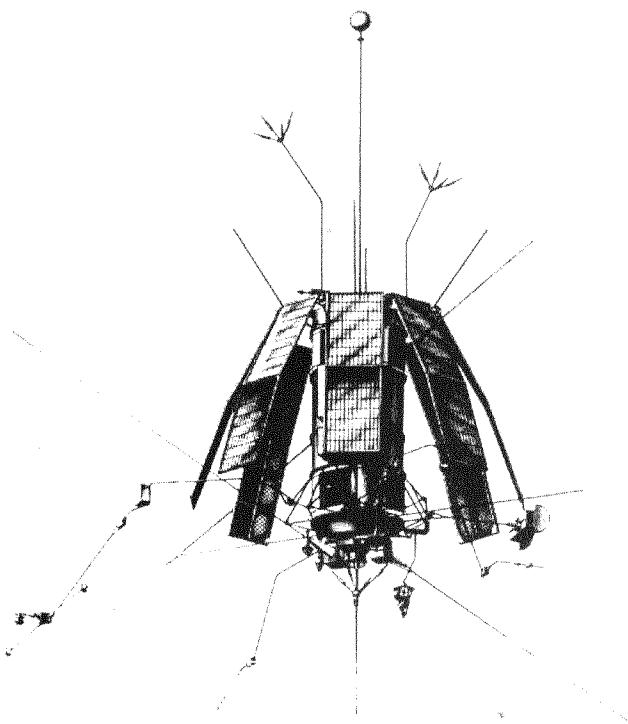


Рис. 6. КА АYOC-3

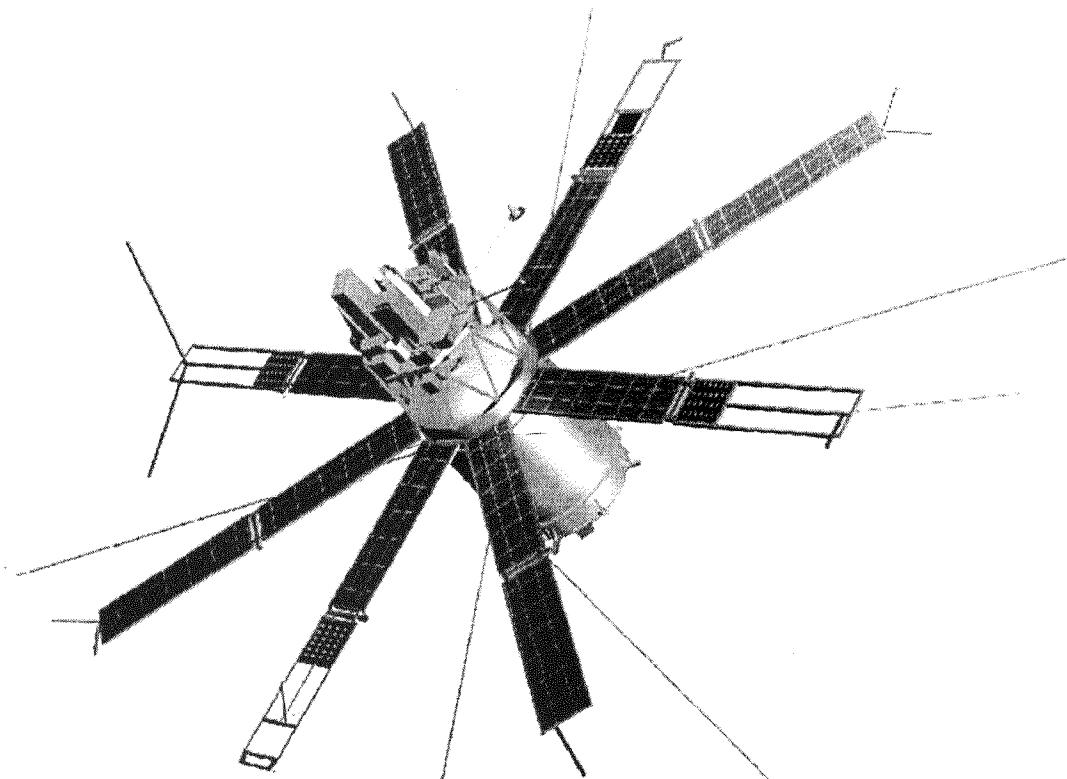


Рис. 7. КА АYОС-СМ

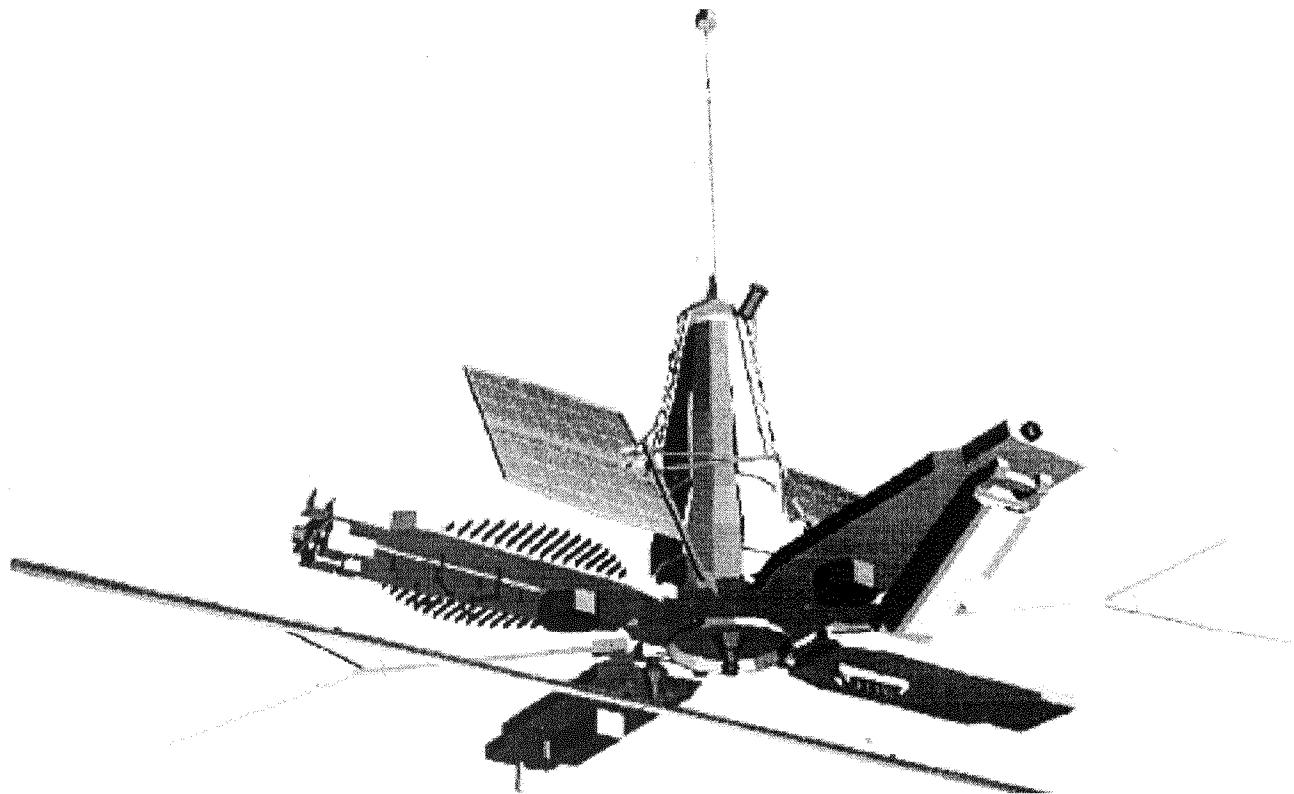


Рис. 8. КА «Океан-01»

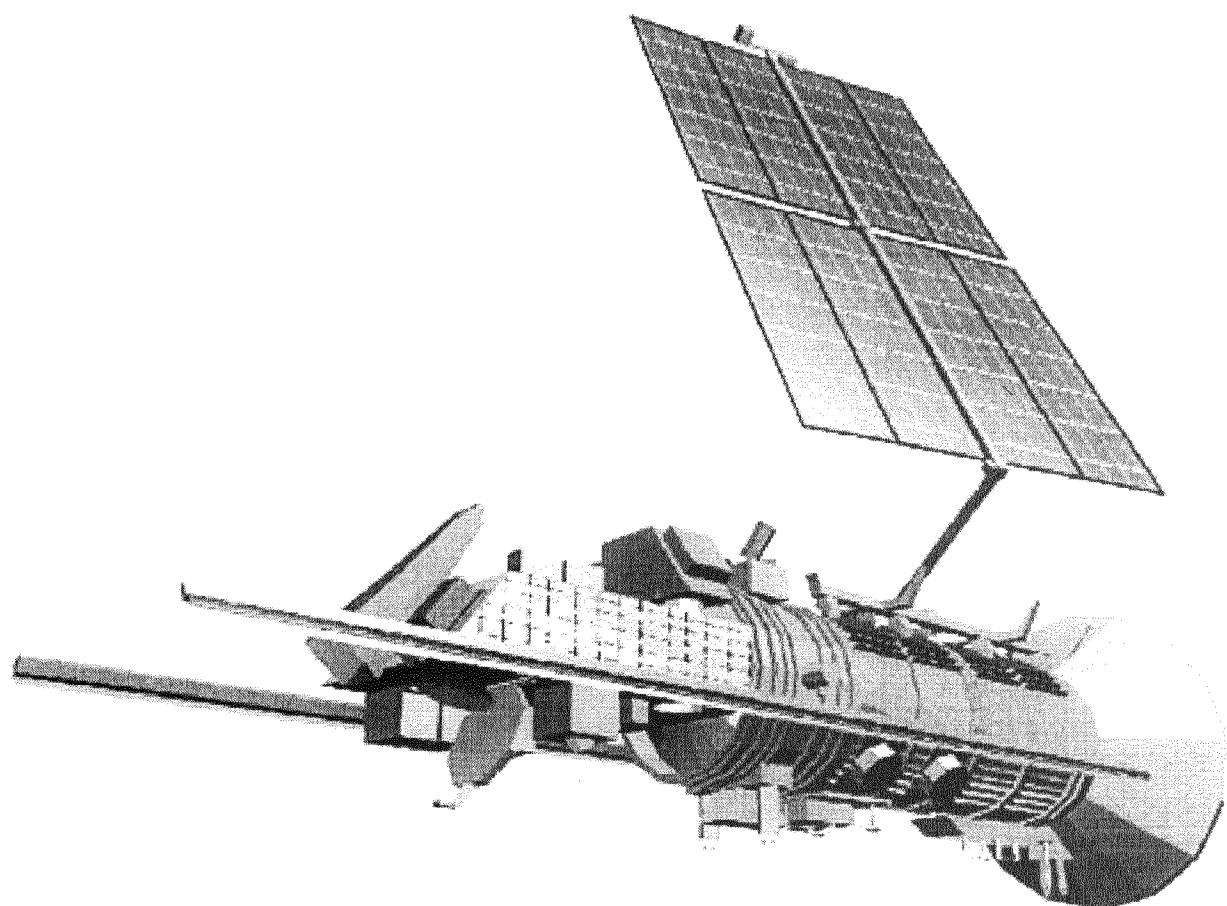


Рис. 9. КА «Океан-0»

- отработки систем комплекса, что обеспечивает сокращение сроков и снижение стоимости разработки в целом;
- унификацией каналов связи систем комплекса между собой и со смежными системами, позволяющей упростить изменение состава бортового оборудования КА, прежде всего полезной нагрузки, и сопряжение его с компонентами бортового комплекса управления;
 - упрощением процесса совместной отработки систем бортового комплекса управления в рамках комплексной наземной отработки КА.

Однако при этом неизбежно ухудшаются весовые и энергетические показатели комплекса в целом, прежде всего за счет дублирования функционально аналогичных или близких по назначению компонентов в различных системах комплекса и переноса части функций управления режимами работы непосредственно в бортовые системы КА. До определенного предела это ухудшение отчасти компенсировалось совершенствованием систем комплекса, прежде всего внедрением достижений микроэлектроники, и было допустимым.

Переход к созданию микроспутников общим весом от нескольких десятков до нескольких сотен килограммов, потребовал изменения принципов построения бортовых комплексов управления и интеграции его компонентов. Для унифицированной космической платформы микроспутников, разрабатываемой КБ «Южное» в настоящее время, функциональным ядром бортового комплекса управления (и всего бортового оборудования КА) является цифровой вычислительный комплекс, по отношению к которому остальные подсистемы являются периферийным оборудованием (источниками или приемниками информации). Соответственно информационный обмен бортового оборудования строится по звездообразной схеме через цифровой вычислительный комплекс КА с обеспечением унификации входных и выходных информационных сечений бортового комплекса управления со стороны полезных нагрузок для различных модификаций микроплатформ и КА на их основе.

Цифровой вычислительный комплекс при этом обеспечивает решение следующих основных задач:

- хранение, дешифрование и обработку поступающей с Земли командно-программной информации с выдачей команд во все бортовые системы и приборы непосредственно с выходов комплекса (задача командно-измерительной системы);
- сбор информации датчиков и формирование обобщенного телеметрического кадра с гибкой перестройкой программы телеизмерений (зада-

- ча радиотелеметрической системы);
- управление движением КА вокруг его центра масс (задача системы управления ориентацией и стабилизации);
 - решение отдельных вычислительных и логических задач регулирования энергобаланса КА (задача автоматики системы электроснабжения) и т. д.

В составе бортовых систем микроспутника до минимально необходимого сокращено количество электронных узлов обработки и преобразования информации, решение этих задач осуществляется средствами бортового цифрового вычислительного комплекса.

Для унификации сопряжения бортового комплекса управления с оборудованием различных модификаций микроспутников предусмотрено, с одной стороны, необходимое разнообразие входных и выходных параметров комплекса (прежде всего, параметров подключаемых телеметрических датчиков и команд управления) для возможности его сопряжения с различными полезными нагрузками и, с другой стороны, резервирование вычислительных ресурсов комплекса (прежде всего, производительности центрального процессора и локальной шины комплекса, емкости оперативного запоминающего устройства для подключения дополнительных модулей сопряжения с полезной нагрузкой), обеспечивающее его стыковку с полезной нагрузкой, требующей более сложных законов управления. Для обеспечения реализации описанной концепции и с целью упрощения адаптации цифрового вычислительного комплекса к реальным задачам различных микроспутников в основу проектирования комплекса предполагается положить следующие основные принципы:

- архитектурную совместимость комплекса и инструментальных ЭВМ за счет использования архитектуры и компонентов — аналогов изделий корпорации Intel (США);
- рациональное сочетание универсальности и специализации комплекса за счет использования единой элементной базы — микропроцессорных комплектов типа 1834, 1821 и их семейств;
- открытость архитектуры комплекса, понимаемую как возможность его расширения и модернизации, за счет применения универсальных микропроцессоров;
- допустимую избыточность для обеспечения реконфигурации аппаратных и программных средств комплекса на всех уровнях его структуры;
- ресурсо- и энергосбережение за счет использо-

- вания элементов КМОП-структуры и эффективного программно-алгоритмического обеспечения;
- обеспечение работы в реальном времени за счет организации параллельно-последовательной и конвейерной обработки непрерывных потоков данных и организации параллельных вычислений;
 - модульность программ и технических средств комплекса.

4. СИСТЕМЫ УСПОКОЕНИЯ, ОРИЕНТАЦИИ, СТАБИЛИЗАЦИИ И СИСТЕМЫ ИНДИКАЦИИ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ КА

Среди многочисленных проблем, возникающих в процессе создания КА, особое значение имеет проблема управления угловым движением КА и индикации (определения) положения его осей в пространстве. Это объясняется тем, что для качественного проведения эксперимента или решения целевой задачи, как правило, требуется снижение угловой скорости вращения корпуса аппарата вокруг центра масс, которую он приобретает в результате отделения от ракеты-носителя, длительная стабилизация углового положения аппарата в пространстве, выполнение им заданных угловых маневров и точная координатная привязка результатов измерений и наблюдений.

Применительно к малым КА первого поколения серии ДС-У был создан класс систем гашения угловой скорости КА, построенных на основе использования свойств магнитного поля Земли (МПЗ) и не имевших прототипов в отечественной практике космических полетов. В основу систем положен укрепленный в двухступенчатом подвесе постоянный магнит. Уменьшение кинетического момента корпуса КА осуществлялось путем рассеивания энергии его вращения силами трения при обкатке вокруг осей кардана, удерживаемых в пространстве магнитом, ориентируемым вдоль вектора напряженности МПЗ. Были разработаны методы исследования и выбора характеристик таких систем.

Успешные натурные испытания двухступенчатой магнитной системы успокоения, разработанной на основе предложенных методов, в составе КА «Космос-215» подтвердили правильность выбора ее характеристик и высокие эксплуатационные качества.

Весовые ограничения, накладываемые на системы обеспечивающего комплекса, для спутников серии ДС-У привели к необходимости разработки теоретических основ проектирования пассивных и

полупассивных систем ориентации КА. К этому времени в СССР уже были успешно испытаны в полете КА «Космос-125» разработки КБ «Южное» освоенные промышленностью магнитные демпферы с сухим трением. На их базе и были разработаны и исследованы функциональные схемы системы ориентации КА по силовой линии МПЗ двух типов:

- система ориентации с магнитным демпфером и ориентирующим магнитом (или электромагнитом), установленным на корпусе КА;
- система ориентации с магнитным демпфером, на корпусе которого установлены ориентирующие магниты или токовые катушки, осуществляющие упругую связь корпуса КА и постоянного магнита демпфирующего устройства.

В соответствии с этими схемами были созданы системы ориентации КА «Интеркосмос-5» и «Космос-426».

Внешние моменты, действующие на КА, часто определяют выбор метода стабилизации. В этой связи для малых КА, движущихся по низким орбитам, с малым сроком активного существования, принимая во внимание ограничения весовых и энергетических характеристик системы и сравнительно невысокую заданную точность ориентации, был обоснован выбор гироаэродинамической системы ориентации.

На КА «Космос-149» («Космическая стрела») стабилизирующие моменты по тангажу и рысканию создаются аэродинамическими силами, а стабилизирующий момент по крену и демпфирование колебаний КА по трем осям осуществляются двумя гиродемпферами. Эта система успешно функционировала в течение заданного срока активного существования КА.

В конце 1950-х — начале 1960-х годов были глубоко проработаны вопросы использования гравитационного поля Земли для стабилизации КА разработки КБ «Южное». Становилось ясным, что создание гравитационных систем ориентации, отличающихся высокой функциональной надежностью и большим ресурсом работы, откроет широкие возможности для проведения долговременных космических исследований и регулярного обзора земной поверхности в интересах широкого класса задач.

Комплексный подход к решению связанных между собой вопросов проектирования системы ориентации и электропитания КА при создании КА «Космос-389» привел к созданию оригинальной схемы, совмещающей гравитационную ориентацию спутника на Землю и активную ориентацию на Солнце подвижной относительно корпуса аппарата солнечной батареи. Такой синтез систем ориентации и электропитания позволил спроектировать

для КА оптимальную по энергосъему солнечную батарею с минимальной полезной площадью. Однако гравитационная система ориентации аппарата существенно отличалась от классической схемы неизменяемой гравитационной гантели, динамические свойства которой были известны и исследованы достаточно полно. Проектный выбор основных параметров системы и исследование ее динамических свойств — устойчивости движения и точности стабилизации — с учетом рассмотренных выше особенностей КА и системы проводился на основе разработанной математической модели. Модель представляет собой систему уравнений, описывающих орбитальное движение, динамику и кинематику управляемого углового движения системы, состоящей из КА с деформируемым гравитационным стабилизатором (ГС), двух одностепенных поплавковых гироузлов блока гиродемпферов и одноступенчатой ориентируемой солнечной батареи.

Были проведены исследования зависимости погрешности стабилизации КА от деформации штанги ГС, определены приемлемые теплофизические характеристики покрытия штанги, рекомендована технология нанесения покрытия штанги. Применение на более поздних разработках гравитационных систем специальных чехлов гравитационных штанг позволило существенно уменьшить остроту проблемы. Основные результаты исследования подтверждены ходом натурных испытаний КА «Космос-405», «Космос-476», «Космос-1603» и др.

Некоторые КА разработки КБ «Южное» характеризовались низкой начальной высотой перигея эллиптической орбиты аппарата. Для таких КА было предложено решение проблемы ориентации, состоящее в рациональной внешней компоновке аппарата. Это позволило использовать аэродинамический момент, традиционно возмущающий для гравитационно стабилизированного КА, в качестве стабилизирующего. Благодаря этому вблизи перигея орбиты осуществляется аэробравитационно-гироскопическая стабилизация КА по вертикали и по курсу с достаточно высокой точностью. Вблизи апогея орбиты, где аэродинамический момент значительно уменьшается, стабилизация такого КА осуществляется практически только гравитационным и гироскопическим стабилизирующими моментами. На основе предложенной структуры системы ориентации, включающей ГС, магнитный демпфер, двигатель-маховик, и разработанных методов исследования проблемы ориентации низколетящего КА были решены задачи, позволившие в достаточном объеме определить проектные характеристики систем ориентации и облик внешней компоновки спутников «Космос-816», «Интеркосмос-15» в целом.

Применительно к КА «Космос-1985» потребовалась разработка системы, обеспечивающей трехосную ориентацию КА, а также поворот КА в орбитальной системе координат в плоскости рыскания на заданный угол. Для обеспечения выполнения этих требований было принято решение строить систему по типу гравитационной системы трехосной орбитальной ориентации с комбинированным демпфированием. Гравитационные моменты ориентируют КА по местной вертикали, т.е. относительно осей тангла и крена, гироскопические — относительно оси рыскания. Требуемый уровень гравитационных моментов обеспечивается формированием эллипсоида инерции КА с помощью одной ленточной штанги с магнитным успокоителем на конце, выдвигаемой вдоль оси рыскания. Гироскопические ориентирующие моменты создаются двумя гиродемпферами с установкой каждого на отдельном поворотном основании, конструктивно объединенными по типовой схеме «V-крен» в один электромеханический прибор — поворотную платформу с гиродемпферами.

Привод этого прибора осуществляет разворот осей прецессии гироскопов на фиксированные углы. В результате разворота обеспечивается возможность формирования в орбитальной системе координат устойчивых положений по рысканию при взаимодействии вектора кинетического момента гироскопической системы с угловой скоростью орбитального вращения. Диссипация энергии возмущенного движения по всем трем осям осуществляется гиродемпферами и магнитным успокоителем. Эксплуатация КА «Космос-1985» подтвердила правильность предложенных решений.

Начиная с 1961—1962 гг. применительно к разрабатываемым в КБ «Южное» КА проводились работы по созданию систем ориентации активного типа. К моменту развертывания этих работ возможность создания гистерезисного двигателя с постоянным управляющим моментом не вызывала сомнения. К тому же отечественной промышленностью уже были созданы высокочувствительные датчики угловой скорости. Поэтому системы ориентации КА «Космос-166» и «Интеркосмос-1» строились с использованием датчиков угловых скоростей, синхронных гистерезисных двигателей переменного тока в составе двигателей-маховиков и газореактивной системы начального успокоения и разгрузки маховиков.

Для обоснованного выбора в ходе проектирования параметров активных систем ориентации и стабилизации КА понадобилось изучение динамики жидкости, заполняющей баки двигательных установок или специальные отсеки научной аппаратуры, и возникающих при этом возмущений, дейст-

вующих на КА. Кроме того, не менее важным явилось изучение влияния дополнительных степеней свободы, которыми обладают жидкость и различные разделители, на устойчивость движения КА.

Установка на борту цифровых вычислительных средств позволила существенно расширить возможности логики, которую можно реализовать в системе управления активного типа. Такие средства предусмотрены в составе систем ориентации КА АУОС-СМ, «Океан-О», разработанных НПО «Хартрон». Точность ориентации таких КА достаточно высокая — 6...30'.

Применительно к КА АУОС-СМ и «Океан-О» в КБ «Южное» проведены исследования по выбору принципов построения, алгоритмов управления, способов приборной реализации, динамическому анализу процессов разгрузки маховичных исполнительных органов на длительных интервалах времени и определению проектных параметров магнитных систем разгрузки (МСР). Необходимость таких исследований была вызвана спецификой МСР, основанных на использовании нестационарного (на витке и в течение суток) МПЗ и обладающих переменной эффективностью по управляемому моменту вплоть до нулевого.

Был выполнен ряд научно-исследовательских работ по созданию высокоточных многофункциональных активных систем управления ориентацией и стабилизации нежестких (деформируемых) КА, результаты которых использованы при создании отдельных КА разработки КБ «Южное».

Для координатной привязки информации измерительной аппаратуры необходимо знание фактической ориентации КА. Для целого ряда КА определение ориентации является важнейшим техническим требованием.

Рассмотрен и решен ряд вопросов методического и прикладного характера, связанных с разработкой следующего класса систем:

- одновекторных систем индикации, измеряющих три ортогональные составляющие вектора напряженности МПЗ («Космос-149»);
- двухвекторных систем индикации, использующих комбинации сферического датчика направления на Солнце с трехкомпонентным магнитометром и с датчиком углов курса и тангажа («Космос-389», «Космос-405», «Космос-476», «Космос-542», «Космос-604», «Интеркосмос-15»);
- трехвекторных систем индикации, использующих магнитометрический датчик, датчик направления на Солнце и инфракрасный датчик углов крена и тангажа («Космос-816»).

Особое место в ряду научно-технических достижений отечественной космической техники занимает астротелевизионная система прецизионной индикации параметров углового движения КА «Космос-389». Разработка теоретических основ построения этой системы явилась следствием развития нового направления в практике проектирования КА — отказа от необходимости для широкого класса задач высокоточной стабилизации и обоснования возможности перехода к грубой стабилизации при использовании прецизионных систем индикации. В ходе разработки астротелевизионной системы индикации положения, основанной на регистрации и опознавании звездных образов, был исследован широкий круг вопросов, охватывающих следующие основные проблемы проектирования, экспериментальной отработки и эксплуатации системы:

- выбор на основе анализа технических требований к аппарату и обоснование типа системы индикации, обеспечивающей определение ориентации КА на участках работы измерительной аппаратуры, распределенных на витке случайным образом, с высокими точностью и вероятностью получения информации об ориентации;
- создание критериев и методов оценки основных характеристик системы на всех этапах ее разработки;
- определение рациональной структуры выходной информации комплекса бортовой аппаратуры и разработка алгоритма определения ориентации, обеспечивающего с помощью наземных вычислительных средств независимую обработку результатов каждого из последовательных измерений;
- решение ряда сопутствующих научно-технических задач, связанных со спецификой обработки информации системы, использующей звездное небо, необходимостью просмотра значительных областей неба за относительно малое время при приемлемых значениях отношения сигнал-шум.

5. СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

Система электроснабжения предназначена для обеспечения электроэнергией бортового аппаратурного комплекса КА в течение всего срока его активного существования. В общем случае система электроснабжения структурно состоит из трех составных частей: генератора энергии, накопителя энергии и аппаратуры управления, регулирования и контроля.

Системы первого поколения, применявшиеся на спутниках серии ДС-У1, содержали только накопи-

тель энергии, в качестве которого использовались батареи серебряно-цинковых аккумуляторов, работавшие в разрядном режиме. Они обеспечивали мощность несколько десятков ватт при номинальном напряжении 14 В в течение до 30 суток.

На спутниках серии ДС-У2 устанавливались системы электроснабжения второго поколения, в которых, как и во всех последующих разработках, генераторами энергии являлись батареи фотоэлектрических преобразователей солнечной энергии (солнечные батареи). Системы строились по буферной схеме, предусматривающей параллельное включение генератора, накопителя и нагрузки с коммутацией цепи генератора по сигналам блока контроля напряжения накопителя. Солнечная батарея панельной конструкции образовывала фигуру квазизотропной формы, благодаря чему обеспечивалось приближенное к равномерному поступление энергии при движении неориентированных спутников на освещенных Солнцем участках орбиты. Накопитель энергии комплектовался из батарей серебряно-цинковых аккумуляторов, предназначенных для работы в циклическом заряд-разрядном режиме. Системы второго поколения имели среднесуточную выходную мощность 30—50 Вт, сеансную мощность 150—170 Вт, напряжение 14 В ±10 %, гарантийный ресурс 3—6 месяцев.

Системы третьего поколения явились следующим шагом на пути совершенствования средств электроэнергетического обеспечения КА. В подавляющем большинстве они разрабатывались для спутников Земли, ориентированных одной из осей на Землю или Солнце. К характерным особенностям систем третьего поколения относятся применение более эффективных фотопреобразователей, защищенных от прямого воздействия естественной космической радиации, построение накопителя на базе никель-кадмиевых герметичных аккумуляторов, более развитая многофункциональная контрольно-управляющая аппаратура. Варианты их исполнения отличаются, в основном, формой и законом ориентации солнечной батареи, алгоритмами управления режимами функционирования генератора и накопителя, а также объемом контролируемых параметров. Укрупненно они могут быть отнесены к двум разновидностям — с неподвижной и подвижной относительно корпуса КА солнечной батареей. В первой из них солнечная батарея состоит из совокупности плоских панелей, которые после выведения спутника на орбиту устанавливаются под фиксированными углами к его продольной оси, ориентируемой на Землю или Солнце, образуя соответственно двух- (одно-) ярусную пирамиду либо плоскую поверхность. В системах второго вида панели солнечных батарей располагаются в одной плоскости

под определенным углом к оси КА, ориентируемой на Землю, и автономно ориентируются в пространстве путем поворота вокруг этой оси так, чтобы нормаль к их рабочей поверхности находилась в плоскости, проходящей через ось вращения и вектор солнечного потока. Системы первого вида применялись на ряде спутников, запущенных по программам «Космос» и «Интеркосмос», в том числе АУОС-З и АУОС-СМ, второго вида — на спутниках «Космос» и НХ. В системах третьего поколения сохранена оправдавшая себя надежная и сравнительно простая буферная схема, однако внедрено несколько технических решений, которые наряду с упомянутыми выше позволили существенно повысить энергетические и ресурсные характеристики. К числу их относятся секционирование солнечной батареи, адаптация аппаратуры управления по уровню напряжения окончания заряда накопителя энергии к температуре аккумуляторов, приборная реализация двуступенчатых и более режимов заряда накопителя, управление зарядом накопителя кулонометрическим способом с переменным коэффициентом перезаряда, поаккумуляторный контроль напряжения аккумуляторов и некоторые другие. Системам третьего поколения, как и другим фотоэлектрическим системам электроснабжения, свойственна ярко выраженная зависимость уровня выходной мощности от положения плоскости орбиты КА относительно Солнца, которое существенно изменяется при полете КА по несолнечносинхронным траекториям. На рис. 10 показана зависимость (в относительных сопоставимых единицах) энергетической эффективности системы E от угла U между нормалью к плоскости орбиты и вектором солнечного потока. Из графиков видно, что наибольший энергетической эффективностью обладает система электроснабжения АУОС-СМ за счет реализуемой аппаратом двухосной ориентации солнечной батареи на Солнце (кривая 1), несколько уступает ей система спутника НХ (2) с одноосно-ориентированной солнечной батареей; система спутника «Космос-2053», в котором панели солнечной батареи установлены неподвижно относительно оси КА, ориентированной на Землю (3), имеет наименьшую из приведенных эффективность, но обладает рядом таких достоинств (аэродинамическая симметрия КА, отсутствие возмущающих воздействий на КА при пространственных перемещениях солнечной батареи), которые делают ее применение на отдельных типах КА вполне оправданным. Основные характеристики этих систем электроснабжения третьего поколения приведены в табл. 1.

Следует отметить, что системы третьего поколения показали в ходе летной эксплуатации высокую

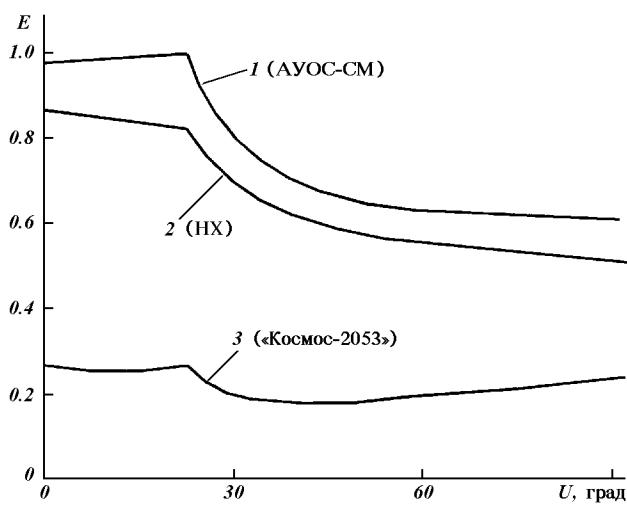


Рис. 10. Зависимость относительной энергетической эффективности систем электроснабжения КА от освещенности орбиты Солнцем

надежность и стабильность характеристик, в результате чего их фактический ресурс зачастую в 3—5 раз превосходит гарантийный.

С начала 1990-х годов начата разработка четвертого поколения систем электроснабжения для КА КБ «Южное». Эта разработка ведется в трех направлениях:

- система типа А средней мощности со стабилизированным выходным напряжением для КА на геостационарной орбите;
- система типа Б также средней мощности с нестабилизированным выходным напряжением для КА на средневысотных орbitах;
- система типа В малой мощности с сеткой номиналов стабилизированного выходного напряжения для малых КА на средневысотных орбитах.

Таблица 1. Основные характеристики систем электроснабжения третьего поколения

Вид системы	Выходная мощность, Вт		Напряжение, В	Гарантийный ресурс, лет
	среднесуточная*	сессионная		
Тип АУОС-СМ	850—1300	2500	25—34	≥ 1
Тип HX	170—250	1500	25—34	0.5—1
Тип <Космос-2053>	180—240	2100	25—34	≥ 1

* в зависимости от продолжительности полета и освещенности орбиты.

Все системы четвертого поколения строятся по схеме прямой передачи энергии от генератора в нагрузку, но состав и конструктивное исполнение их различны в зависимости от назначения и специфики КА, для которого разрабатывается конкретная система. Функционально системы состоят из подсистемы генерирования, содержащей солнечную батарею и регулятор ее мощности, подсистемы накопления, состоящей из накопителей энергии, регуляторов их заряда и разряда, и сервисной аппаратуры, обслуживающей систему в целом.

В системе типа А шестипанельная плоская солнечная батарея ориентируется вращением вокруг оси КА, совпадающей с нормалью к плоскости орбиты, подсистема накопления состоит из двух модулей с накопителями энергии из никель-водородных аккумуляторов.

В системе типа Б одиннадцатипанельная плоская солнечная батарея одноосно ориентируется поворотом вокруг оси КА, ориентированной на Землю, подсистема накопления — трехмодульная с накопителями из усовершенствованных никель-кадмийевых аккумуляторов. В системе типа В, имеющей три модификации, четырехпанельная солнечная батарея неподвижно закреплена на корпусе КА симметрично относительно направления полета, подсистема накопления — одномодульная с накопителем из никель-кадмийевых аккумуляторов (на перспективу прорабатывается использование аккумуляторов на литиевой основе).

Основные характеристики систем электроснабжения четвертого поколения приведены в табл. 2.

При разработке систем электроснабжения четвертого поколения реализуются следующие прогрессивные решения современной космической электроэнергетики:

- модульное построение системы по параллельной дискретно-динамической регулируемой

Таблица 2. Основные характеристики систем электроснабжения четвертого поколения

Вид системы	Выходная мощность, Вт		Напряжение, В	Гарантийный ресурс, лет
	среднесуточная*	сессионная		
A	2200—2700	4000	28.5±0.6	5—7
B	2200—4000	7800	25—34	3—5
B, MC-1	19—26	90		
B, MC-2	37—50	150	5; 12; 15; 28±5 %	1—3
B, MC-3	56—75	250		

* в зависимости от продолжительности полета и освещенности орбиты.

- схеме с прямой передачей энергии от первичного генератора в нагрузку;
- выполнение первичного источника электроэнергии в виде глубоко секционированных фотоэлектрических батарей на основе радиационно стойких кремниевых фотопреобразователей и несущих сотопластовых подложек с высокими удельными характеристиками;
 - применение в качестве накопителя электроэнергии химических батарей на основе герметичных аккумуляторов никель-кадмиевой или никель-водородной электрохимической системы, обладающих высокими удельными и ресурсными характеристиками и допускающих размещение вне гермоотсека. Переход в дальнейшем на аккумуляторы литиевой электрохимической системы позволит еще выше поднять удельные характеристики подсистемы накопления и системы электроснабжения в целом;
 - рациональная схемная, аппаратная и информационная избыточность как средство повышения технического ресурса и компенсации последствий интегрального воздействия факторов космического пространства, включая использование ЦВК спутника для организации параллельного контура управления СЭС с целью ее мобильной адаптации к изменению энергобаланса, введение устройств контроля состояния, профилактического индивидуального подзаряда и автоматического замещения аккумуляторов при возникновении нештатных ситуаций;
 - применение новых технологий при изготовлении приборов автоматики, фотоэлектрических и химических батарей и системы в целом.

6. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА

Вопросы обеспечения теплового режима КА возникают в связи с необходимостью создания определенных температурных условий для нормального функционирования научной и обеспечивающей аппаратуры, устанавливаемой на их борту. Требуемые температурные условия на КА поддерживаются системой обеспечения теплового режима (СОТР), представляющей собой совокупность бортовых устройств и элементов конструкции, предназначенных для регулирования внешнего лучистого теплообмена (например, радиаторы с жалюзи) и перераспределения диссирированной энергии внутри КА (например, с помощью тепловых труб вентиляторов, насосов и специальных теплоносителей). СОТР обычно состоит из средств пассивного терморегулирования (СПТР) и системы терморегулирования (СТР). Соотношения и роль пассивных

и активных элементов определяются в основном конструктивными, аппаратурными и технологическими особенностями КА, которые приходится учитывать при разработке СОТР. Максимальная эффективность СОТР может быть достигнута только при условии правильного подбора состава и параметров как СПТР, так и СТР.

Выбор параметров СОТР и их оптимизация осуществляются путем математического моделирования тепловых процессов в КА. При этом КА условно разбивается на определенное число элементов, которые при корректных допущениях можно считать изотермичными. Для каждого элемента устанавливаются тепловые связи между смежными элементами и окружающим пространством и составляются уравнения теплового баланса. В итоге тепловой баланс элемента КА в общем виде записывается следующим образом:

$$m_i c_i \frac{dT_i}{d\tau} = (A_{si} Q_{ci} + A_{si} Q_{opti} + \varepsilon_i Q_{si}) F_i + \\ + Q_{bh} + \sum_{n=1}^n Q_{p\ℓ} - \varepsilon_i \sigma F_i T_i^4,$$

где m_i , c_i , T_i — соответственно масса элемента, его теплоемкость и температура; Q_c , Q_{opt} , Q_s — соответственно тепловые потоки прямого солнечного излучения, излучения Солнца, отраженного от Земли, собственного излучения Земли, падающие на рассматриваемый элемент; A_{si} , ε_i — коэффициент поглощения и степень черноты поверхности элемента; F_i — площадь поверхности элемента; Q_{bh} — энергия, рассеиваемая в элементе; $Q_{p\ℓ}$ — количество тепла, подведенного от смежных элементов; σ — постоянная Стефана—Больцмана.

Составленная из n уравнений теплового баланса система и является математической моделью теплового состояния КА, на которой исследуются тепловые процессы и выбираются предварительные параметры СОТР. Окончательно параметры СОТР выбираются после экспериментальной отработки в термовакуумных камерах с имитацией условий космического пространства.

На КА разработки КБ «Южное» СОТР должна была обеспечивать поддержание температуры газовой среды в герметичных отсеках в диапазонах от 0 до 40 °C и от 5 до 35 °C. Указанные требования к регулированию температуры обусловили выбор СОТР, в которой теплоносителем являлся газ, заполняющий герметичный отсек КА. Такие СОТР отличаются простотой в изготовлении, высокой надежностью и дешевизной. В зависимости от конструктивных особенностей КА, мощности его аппаратурного комплекса и вида ориентации удельный

вес пассивных средств терморегулирования составлял от 40 до 100 %.

На ряде неориентированных КА («Космос-394», «Космос-660», «Космос-752» и др.) была использована пассивная СОТР, которая обеспечивала заданные температурные условия путем подбора термосопротивлений и соответствующих значений оптических коэффициентов как внутри корпуса, так и на поверхности его оболочки. На большинстве КА применялись активные СОТР с газовой системой терморегулирования. При этом нижний предел температур обеспечивался пассивными средствами выбором требуемых значений оптических коэффициентов, а верхний — системой терморегулирования.

На КА первых разработок («Космос-1», «Космос-26», «Космос-30» и др.) в СТР использовались следующие элементы и узлы: биметаллические блоки терморегуляторов (ТРБ), электронагреватели, вентиляторы с программным включением и радиаторы с нерегулируемой поверхностью. В качестве радиаторов использовались специальные элементы конструкции или отдельные участки герметичного корпуса, на которые было нанесено термопокрытие класса «солнечный отражатель». В последующем («Космос-93», «Космос-95» и др.) из состава СТР были исключены программно-временные устройства и электронагреватели, а над радиационными поверхностями были установлены жалозы с биметаллическими приводами, которые впоследствии были заменены на электрические («Космос-166», «Интеркосмос-1» и др.). Следует отметить, что на всех КА разработки КБ «Южное» параметры СОТР определялись и оптимизировались только на основании теоретических расчетов без отработки в термовакуумных камерах. Как правило, после испытания КА в натурных условиях в СОТР вносились лишь незначительные изменения ее параметров. Натурная эксплуатация СОТР в составе КА показала их высокую работоспособность и надежность.

7. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ

Для предварительного успокоения, ориентации и стабилизации КА, а также разгрузки электромаховичных систем ориентации и выполнения программных разворотов на космических аппаратах малых и средних размеров типа ДС-УЗ, АУОС-3, АУОС-СМ, «Океан-01» применены газореактивные двигательные установки (ГРДУ). Они отличаются простотой конструкции, высокой надежностью и быстродействием, возможностью получения весьма малых значений тяги и единичных импульсов тяги

при их высокой стабильности. На рис. 11 представлена типовая пневмосистема двигательной установки упомянутых выше космических аппаратов.

В общей сложности в КБ «Южное» создано 6 разновидностей ГРДУ, установленных на 150 космических аппаратах и имеющих следующие характеристики:

Диапазон гарантированного суммарного импульса тяги	220—600 кгс·с
Уровень тяги газореактивных двигателей	10—40 гс
Точность поддержания тяги во всех условиях, :% от номинальной величины	±25 %
Время запаздывания на включение или выключение двигателя	0.02 с
Гарантийное количество включений двигателя	$7 \cdot 10^5$
Вес двигателя	120 гс
Потребляемая мощность двигателя	15 Вт
Вес ГРДУ в заправленном состоянии	25—70 кгс

Для изделий специального назначения были разработаны ГРДУ с большим уровнем тяги и ступенчатым ее изменением от 2.3 кгс до 1 кгс и от 0.7 кгс до 0.3 кгс. Кроме того, КБ «Южное» по заказу индийской организации космических исследований ISRO был разработан еще один тип ГРДУ, установленных на индийских спутниках «Бхаскара» и «Ариабата». В рамках программы «Интеркосмос» по изучению ионосферы Земли с помощью базовых КА АУОС-3-АВ-ИК и АУОС-3-АП-ИК для чешских спутников С2-АВ и С2-АП создана корректирующая двигательная установка (КДУ) на сжатом газе. Назначение КДУ — программное изменение по радиокомандам с Земли расстояния между базовым КА и субспутником при их взаимном сближении и удалении. Отличительной особенностью этой КДУ является малый вес — 6.6 кгс в заправленном состоянии. На базе вышеупомянутой КДУ в настоящее время для чешских субспутников С2-А и С2-Х (проект «Интербол») КБ «Южное» создало ГРДУ многоцелевого назначения с управляемыми двигателями тягой по 10 гс каждый, суммарным импульсом тяги 25 кгс·с и весом в заправленном состоянии 7 кгс. Общий вид такой ГРДУ приведен на рис. 12. Основным недостатком, ограничивающим применение ГРДУ для КА, является невысокая удельная тяга (60—70 гс), что при больших значениях суммарного импульса тяги приводит к резкому ухудшению массовых характеристик.

Для космических аппаратов, у которых величина суммарного импульса тяги составляет более 3000 кгс·с, использованы жидкостные реактивные двигательные установки (ЖРДУ). Как правило, они работают на тех же компонентах топлива, что

и маршевые двигатели ракет-носителей: окислитель — азотный тетроксид, горючее — несимметричный диметилгидразин. Так, на третьей ступени ракеты-носителя «Циклон» установлена ЖРДУ для обеспечения пространственной ориентации ступени вплоть до момента отделения от нее КА, создания осевых перегрузок ступени перед запуском маршевого двигателя, а также развода серии однотипных КА по орбите. ЖРДУ обеспечивает суммарный импульс тяги 3000 кгс·с при удельном импульсе тяги 230—270 с. Отличительной особенностью ЖРДУ является выполнение разделителей в топливных баках из тонколистовой кислотостойкой стали, геометрическая форма которых в сложенном состоянии обеспечивает минимальный перепад давления и минимальный (близкий к нулевому) остаток топлива в конце работы. ЖРДУ космического аппарата «Океан-О» обеспечивает пространственную ориентацию, коррекцию орбиты, разгрузку электромаховичных двигателей системы ориентации и программные развороты КА. Величина суммарного импульса тяги ее определяется дозой заправки топливом и для случая полной заправки баков составляет 30000 кгс·с при общем весе 420 кгс. В этой ЖРДУ используются микродвигатели тягой 3 кгс.

Для большинства космических аппаратов нового поколения величина суммарного импульса тяги повышается по крайней мере на порядок вследствие увеличения срока активного существования КА до 5—10 лет и необходимости управления движением на высокоэллиптических и геостационарных орbitах. Для выполнения этих задач сравнительно экономичные ЖРДУ уже не могут удовлетворять требованиям как по весу ДУ, так и по уровням тяги (4—15 гс) для управлению движением, что находится за пределами технической возможности создания таких конструкций. Очевидно, нужны принципиально новые ДУ — электрореактивные (ЭРДУ) и аммиачные (АРДУ).

Удельный импульс тяги ЭРДУ при величине тяги 180 Вт/гс составляет 1500 с, т. е. примерно в 5 раз больше, чем в самых экономичных микродвигателях на двухкомпонентном топливе. В аммиачной ДУ благодаря парогенерации аммиака с последующим его нагревом примерно до 1100 °С удельный импульс тяги достигает 300 с при величине тяги 40 Вт/гс. Наилучшие массогабаритные характеристики ДУ могут быть достигнуты, если на космическом аппарате использовать ЭРДУ для коррекции орбиты, а АРДУ — для ориентации и стабилизации КА. Совершенствование традиционных ГРДУ для КА следует проводить путем уменьшения веса баллонов, которые главным образом определяют вес всей ДУ, в частности путем изготовления их из

композиционных материалов. Применительно к микроспутникам весом 50—100 кгс потребуется разработка микродвигателей на новых принципах (с СВЧ-нагревом, электродуговые и др.), а также узлов микроавтоматики для них.

8. БОРТОВЫЕ АНТЕННЫЕ СИСТЕМЫ

Бортовые антенные системы приемопередающей радиотехнической аппаратуры космических аппаратов во многом определяют не только технические характеристики радиолиний, но и облик КА в целом. На электрические характеристики бортовых антенн влияют форма и размеры аппарата, место установки антennы, особенно когда размеры КА сравнимы с длиной рабочей волны. Кроме того, антennы должны хорошо вписываться в конструкцию КА и сохранять свою работоспособность в условиях длительного пребывания в открытом космосе. И наконец, антennы КА должны обеспечивать электромагнитную совместимость по высокой частоте всего комплекса бортовой радиоаппаратуры. Эти три обстоятельства и лежат в основе того, что КБ «Южное» параллельно с разработкой КА осуществляло, в большинстве случаев, и разработку всего комплекса бортовых антенн. Для КА с околоземными сравнительно невысокими орбитами необходимы были антennы с квазизотропными характеристиками излучения. Чтобы обеспечить разработку таких антenn, были решены задачи возбуждения сферы и цилиндра, внедрена программа возбуждения тел вращения, имитирующих корпуса реальных КА, и проведены обширные исследования влияния формы, размеров тела и места установки антenn на их диаграммы направленности. Разработана и внедрена в практику универсальная программа расчета радиолиний, с помощью которой проводились оценки оптимальности размещения антenn на борту КА и рассчитывался прогноз состояния радиосвязи. Получено численное решение интегрального уравнения, типа уравнения Поклингтона, теории тонких изогнутых вибраторных антenn, что позволило создавать и рассчитывать конструкции антenn в широкой полосе частот с сосредоточенными реактивными нагрузками, включаемыми в плечи антenn, и поднятыми точками возбуждения.

Созданы и обоснованы методы проектирования эффективных малогабаритных антenn с общими размерами порядка одной десятой длины волны.

Создан не имеющий аналогов в мировой практике инженерный метод расчета входных импедансов изогнутых вибраторных антenn, установленных на сфере и цилиндре, что позволило оценить влияние

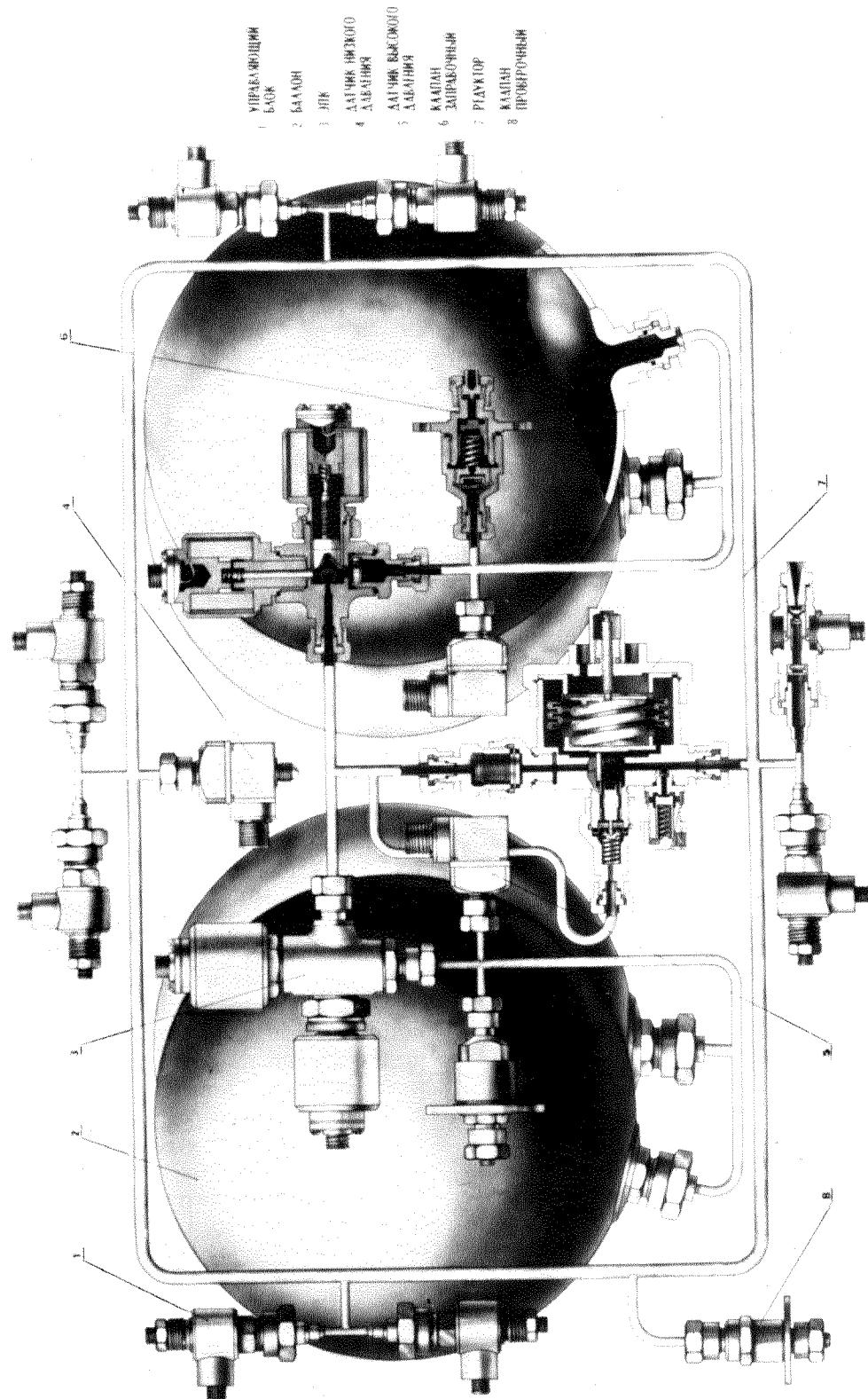


Рис. 11. Пневмосистема ГРДВ

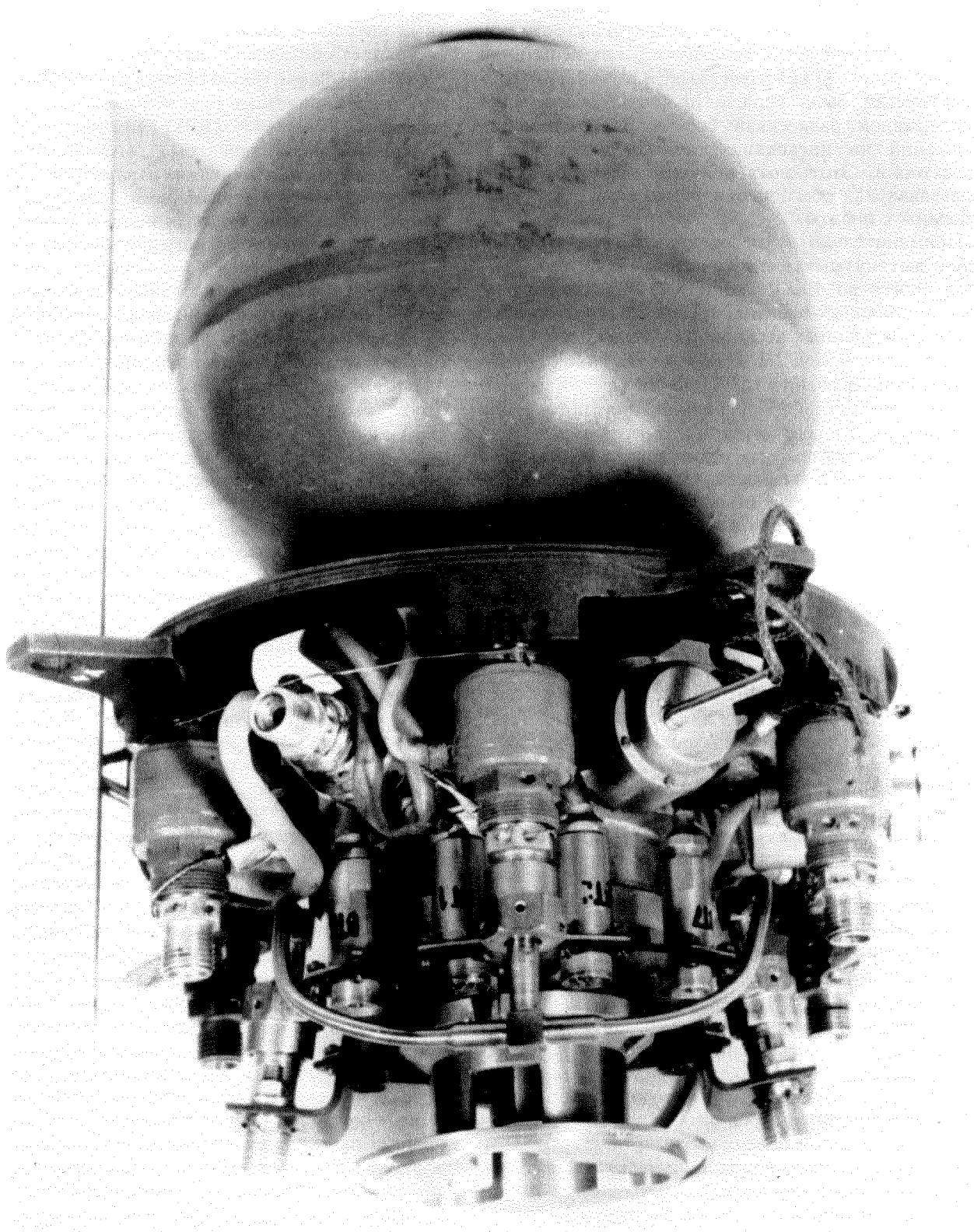


Рис. 12. Общий вид ГРДУ

корпусов КА не только на диаграммы излучения, но и на входной импеданс вибраторных антенн. При проведении летно-конструкторских испытаний боевых ракет в конструкторском бюро «Южное» практически была решена проблема обеспечения непрерывной радиосвязи боевых блоков при их движении на нисходящем атмосферном участке траектории. Этот опыт целиком может быть использован для обеспечения радиосвязи с КА, спускаемым с орбиты.

Применительно к перспективным разработкам КА с вытянутыми эллиптическими орбитами (высота апогея до 40000 км) и КА, находящихся на геостационарных орбитах, требуется использование остронаправленных зеркальных антенн с диаметрами зеркал от 0.9 до 2.2 м. Разработка таких антенн имеет свои особенности. С точки зрения максимально эффективного использования потенциала радиолинии и в соответствии с требованиями Международного регламента радиосвязи излучение не должно выходить за рамки заданной зоны облучения на Земле. Это приводит к необходимости формирования у бортовой антенны контурной диаграммы направленности, обеспечивающей освещение только заданной части земной поверхности.

Для обеспечения необходимой точности снятия диаграмм направленности расстояние R между испытуемой и измерительной антеннами должно удовлетворять соотношению $R \geq 2D^2/\lambda$, где D — максимальный размер антенны, λ — длина рабочей волны. Это означает, что для остронаправленных антенн с коэффициентом направленного действия (КНД) более 30 дБ расстояние R составляет величину порядка нескольких сотен метров. Такие расстояния могут быть реализованы только на открытом антенном полигоне, что существенно усложняет технологический процесс создания и отработки таких антенн.

И еще одна проблема. Это проблема дефицита веса, требующая поиска современных технологий изготовления отражателей зеркальных антенн с максимальным использованием неметаллических материалов.

В настоящее время работы по созданию бортовых остронаправленных антенн ведутся в направлениях:

- разработка инженерных методов расчета электрических параметров антенн по заданной форме освещенной поверхности на Земле;
- разработка и оснащение лабораторной базы, позволяющей проводить измерения диаграмм направленности антennы с высокими КНД.

В КБ «Южное» построен универсальный компактный антенный полигон (УКАП), основу которого составляет безэховая камера (БЭК) размером $9 \times 9 \times 29$ м, покрытая радиопоглощающим материалом типа «Универсал-1» и «Универсал-2», ведутся работы по оснащению БЭК микроволновым автоколлимационным зеркалом (МАК-5), позволяющим проводить измерения параметров остронаправленных антенн с размерами зеркала до 2.5 м. Впоследствии БЭК будет оснащена сканирующим зондом для контроля равномерности поля в раскрытии коллиматора.

Южным машиностроительным заводом освоена технология изготовления зеркал антенн методом взрыва, а в ИТМ НАН Украины (Днепропетровск) создана технология изготовления зеркал антенн с очень высокой точностью методом электролитического осаждения. В Тернопольском технологическом институте машиностроения по техническому заданию КБ «Южное» ведется изготовление серии зеркал из алюминия методом ротационного выдавливания, а в СКТБ Института механики НАН Украины (Киев) изготавливаются отражатели на базе сотовых конструкций. Ведутся поиски и других прогрессивных технологий изготовления отражателей зеркальных антенн. Окончательный выбор технологии будет сделан после испытаний опытных образцов и анализа преимуществ той или иной технологии.

Ведущиеся в настоящее время работы и созданная лабораторная антенная база КБ «Южное» позволяют проектировать антennы для всех классов разрабатываемых космических аппаратов.

Более трех десятилетий КБ «Южное», являющееся головным предприятием по созданию космических систем и комплексов вначале в СССР, а в настоящее время и в Украине, осуществляет разработку космических аппаратов. За это время коллективом конструкторского бюро решен комплекс сложных научно-технических проблем разработки и изготовления свыше семидесяти типов КА различного назначения, что убедительно подтверждает ведущую роль КБ в деле создания космической техники.

Весомым вкладом КБ «Южное» в реализацию проектов по изучению и использованию космического пространства явились около четырехсот успешных запусков на орбиту разработанных им КА в рамках программ «Космос» и «Интеркосмос», а затем и государственной космической программы Украины.

Концепция построения системы управления АКА серии «Спектр»

Я. Е. Айзенберг

НВО «Хартрон», Харків

Надійшла до редакції 15.02.95

Описана разрабатываемая НПО «Хартрон» высокоточная система ориентации и стабилизации ($0.2''$ по углу, 10^{-5} °/с по угловой скорости) АКА серии «Спектр». Требуемая точность ориентации и стабилизации достигнута, в основном, за счет применения в БЦВМ алгоритмов комплексной обработки информации от гироскопических и оптических приборов. СУ обеспечивает автоматическую 10-кратную переориентацию АКА в одном сеансе наблюдений. Для этого разработан итерационный алгоритм расчета параметров программного движения АКА с помощью СГК, определяющий также, необходима ли разгрузка их перед началом разворота. В СУ реализованы алгоритмы автономной навигации, учитывающие действие сил притяжения Солнца, Луны и Земли (с учетом ее несферичности).

**1. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ,
РЕШАЕМЫЕ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ:**

- 1) успокоение АКА после отделения от разгонного блока (РБ);
- 2) поиск Солнца из произвольного положения и ориентация программной оси солнечного прибора (СП) в направлении на Солнце (режим построения солнечной ориентации (ПСО));
- 3) построение трехосной базовой ориентации с использованием оптических звездных датчиков (режим построения базовой ориентации (ПБО));
- 4) прецизионная стабилизация АКА в подвижной или неподвижной системах координат (режим прецизионной ориентации (ПО));
- 5) переориентация АКА в заданное программное положение (режим инерциальной ориентации (ИНО));
- 6) юстировка научной аппаратуры (НА) — уточнение взаимного углового положения осей чувствительности НА и командно-измерительных оптико-электронных приборов СУ в режиме ИНО;
- 7) юстировка — уточнение взаимного углового положения гироскопических и оптических командно-измерительных приборов СУ в режиме ИНО;
- 8) управление АКА при выдаче импульса тяги

для коррекции орбиты (режим выдачи корректирующего импульса (ВКИ));

- 9) стабилизация АКА с помощью двигателей стабилизации в процессе разгрузки инерционных исполнительных органов;
- 10) закрутка АКА вокруг оси, направленной на Солнце (дежурный экономичный режим (ДЭР));
- 11) управление приводами остронаправленной антенны.

**2. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ**

Функциональная схема системы управления одного из АКА серии «Спектр» представлена на рис. 1, где ГИВУС — гироскопический измеритель вектора угловой скорости (НПО «Ротор», Москва); КОЭКП 18КС — комплекс оптико-электронных командных приборов (НПО «Геофизика», Москва); АИС — астроизмерительная система (ИКИ РАН, Москва); НА — научная аппаратура, включающая в свой состав телескопы SODART (Дания), TAUVECH (Израиль);

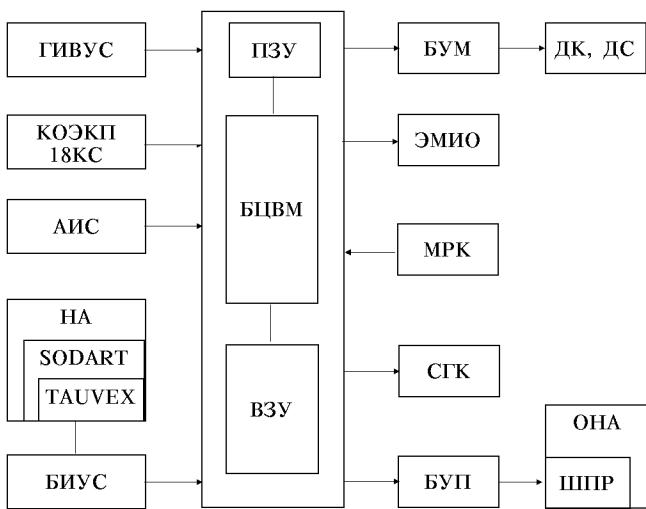


Рис. 1. Функциональная схема СУ АКА «Спектр-РГ»

БИУС — бортовая информационно-управляющая система (Венгрия);
 БЦВМ — бортовая цифровая вычислительная машина (НПО «Харtron», Харьков);
 ПЗУ — постоянное запоминающее устройство (НПО «Харtron», Харьков);
 ВЗУ — внешнее запоминающее устройство (НПО «Харtron», Харьков);
 МРК — магистральный радиокомплекс (НИИ Космического приборостроения, Москва);
 ЭМИО — электромаховичные исполнительные органы (НИИ ЭМ, Москва);
 СГК — силовой гирокомпассный комплекс (НИИ КП, Санкт-Петербург);
 ДК, ДС — двигатели коррекции и стабилизации (НПО им. Лавочкина, Химки);
 БУМ — блок усилителей мощности сигналов управления ДК, ДС (НПО «Харtron», Харьков);
 ОНА — остронаправленная антенна на кардановом подвесе, поворачиваемая двумя шаговыми приводами (ШПР) (НПО им. Лавочкина, Химки);
 БУП — блок управления ШПР ОНА (НПО «Харtron», Харьков);

3. ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Программно-алгоритмическое обеспечение (ПАО) системы управления АКА «Спектр» имеет следую-

щую иерархическую структуру:

- ПАО сеанса наблюдений;
- ПАО режимов управления;
- ПАО алгоритмов задач;
- ПАО функциональных алгоритмов.

Под алгоритмами сеанса наблюдений понимается формальное описание заданной в полетном задании (ПЗ) последовательности выполнения связки режимов управления, включаемых операционной системой БЦВМ. В течение сеанса наблюдений (4-5 сут) поступление какой-либо информации с Земли, кроме нештатной команды на его прекращение и перехода на режим ПСО, не предусматривается. Указанная нештатная команда формируется при отказах приборов СУ или на Земле.

Под алгоритмами режима управления понимается совокупность информационно либо аппаратно связанных алгоритмов задач и функциональных алгоритмов, выполняемых в определенной ПЗ последовательности для достижения заданной цели. Принцип разбиения на режимы — максимальное ослабление во времени информационных либо аппаратных связей между соответствующими совокупностями алгоритмов задач и функциональных алгоритмов.

При подготовке режима по командам БЦВМ включаются приборы, необходимые для решения его задач, осуществляется настройка алгоритмов по признакам, заданным в полетном задании, выдаются команды на выключение приборов, не участвующих в режиме.

Под ПЗ имеется виду набор числовой, кодовой и признаковой информации, обеспечивающей автоматическое функционирование СУ без участия оператора на Земле.

На участке перехода на следующий, заданный по ПЗ, режим производится перезагрузка программ из ВЗУ в ОЗУ БЦВМ.

Основными задачами режимов управления СУ являются:

- формирование текущего и программного кватернионов ориентации АКА во второй экваториальной системе координат;
 - автономная навигация;
 - формирование двух программных углов наведения оси ОНА в кардановом подвесе в направлении наземных измерительных пунктов (НИП);
 - стабилизация АКА;
 - формирование телеметрической информации.
- К функциональным алгоритмам, в качестве примера, относятся:
- включение и диагностика состояния датчиков, электронных приборов, исполнительных и управляющих органов;

формирование управляющих сигналов ДК, ДС, ЭМИО, СГК, ШПР ОНА.

Полетное задание готовится с помощью наземной вычислительной машины по информации о программе научных исследований в следующем сеансе научных наблюдений. Например, оператор должен ввести в наземный компьютер угловые координаты звезд (до 10), за которыми будут производиться наблюдения. В наземной вычислительной машине будет выбираться последовательность их обхода и научных исследований с учетом ограничений на ориентацию АКА «Спектр» относительно Солнца, Луны и Земли.

В памяти наземного компьютера хранится информация о неисправных приборах СУ, которая при необходимости может передаваться с Земли для исключения их повторной диагностики на борту. Следует отметить, что через МРК может передаваться только измененная часть полетного задания следующего сеанса наблюдений относительно ПЗ текущего сеанса.

4. ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА НА БАЗЕ БЦВМ М7

Для решения задач СУ АКА «Спектр» используется вычислительная система на базе БЦВМ М7. База БЦВМ М7 состоит из унифицированной и переменной частей.

Унифицированная часть представляет собой блок системного процессора (СП), в который входят:

- трехканальный СП;
- ОЗУ объемом 32К 16-разрядных слов;
- задающий генератор (ЗГ);
- канал мультиплексного обмена по стандарту MIL-STD-1553.

Основой унифицированной части БЦВМ является двухадресный СП, который предназначен для организации и исполнения вычислительных и управляющих процессов. СП представляет собой одноконтурный вычислитель, построенный по принципу трехканального резервирования с многоуровневым мажоритированием. СП реализует в режиме с разделением времени функции центрального процессора (ЦП) и процессора ввода-вывода (ПВВ). Таким образом, архитектура СП позволяет совмещать функции ЦП и ПВВ, что существенно, примерно вдвое, снижает аппаратные затраты и, следовательно, увеличивает надежность.

Система команд процессора — ЕС-подобная, расширенная, состоит из 95 команд (без учета модификаций), из которых 5 команд используются для обработки чисел с плавающей запятой. Основная

разрядность operandов — 16 (с возможностью выполнения операций над 16-, 32- и 64-разрядными operandами). Числа с плавающей запятой занимают три 16-разрядные ячейки памяти. Производительность СП в коротких операциях (типа сложения) 1.25 млн. операций в секунду. Средняя производительность процессора по смеси Шаттл — 340 тыс. операций в секунду. СП реализует аппарат многоуровневой системы прерываний по четырем классам. Служба времени СП представлена пятью счетчиками времени (СЧВ-1, СЧВ-2, СЧВ-3, СЧВ-4, СЧВ-5).

В СП реализован аппарат динамической коррекции программ, позволяющий оперативно, без изменения ПЗУ, вносить изменения в программы.

В состав переменной части БЦВМ входят:

- блок запоминающих устройств комбинированный (БЗУК);
- устройство ввода-вывода (УВВ);
- внешнее запоминающее устройство (ВЗУ).

В свою очередь, в составе БЗУК содержатся:

- ОЗУ в адресах ПЗУ (ОЗУП), предназначенное для записи и хранения;
- ВЗУ емкостью 128К 16-ти разрядных слов, предназначенное для хранения программ, исполняемых из ОЗУП, и сохраняющее информацию после снятия с него электропитания;
- ПЗУ, предназначенное для хранения данных и команд и имеющее информационную емкость 64К 16-ти разрядных слов.

Обмен информацией между СП и абонентами осуществляется с помощью УВВ параллельным и последовательным кодами и с помощью канала мультиплексного обмена по стандарту MIL-STD-1553.

Конструктивно каждый сменный блок БЦВМ выполнен по трехканальной схеме резервирования собственного оборудования с необходимыми связями для реализации мажоритирования и синхронизации.

5. ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Программное обеспечение (ПО) режимов включения, выключения, выбора рода работ, ПСО, автономных проверок, алгоритмы которых могут функционировать без использования ПЗ, размещается в ПЗУ. Эта часть ПО обеспечивает решение задачи ориентации АКА на Солнце после отделения от РБ, что дает возможность оперативно задействовать солнечные батареи.

Для хранения остальной части программ режимов ПБО, ПО, ИНО и ВКИ используется энергонезависимое ВЗУ. Часть ПО, размещенная в

ВЗУ, по мере необходимости загружается в ОЗУ. Наличие ВЗУ в составе СУ придает новые качества системе управления, позволяя на любом этапе эксплуатации АКА вносить изменения в алгоритмы и ПО.

Решение задач СУ обеспечивается функциональной частью бортового ПО. Набор функциональных задач и порядок их включения внутри базового такта ($T_0 = 0.1$ с) задается алгоритмами режимов и обеспечивается программами операционной системы (ОС).

Можно выделить два уровня иерархии в бортовом ПО. *Верхний* уровень соответствует алгоритмам режимов и реализуется на графическом языке динамических спецификаций, преобразующем графическое представление ИЛСх (информационнологические схемы) в программу на языке C++. Полученная в результате трансляции ИЛСх программа содержит операторы формирования таблиц адресов активных задач для каждого временного интервала. *Нижний* уровень иерархии бортового ПО образуют программы функциональных алгоритмов, реализуемые на языке высокого уровня C++.

В процессе функционирования ПО ОС фиксирует прерывания от счетчика времени, формирующего длительность базового такта управления, и передает управление ведущей программе, которая обеспечивает включение активных задач в соответствии с циклограммой работы. При переходе на новый участок циклограммы таблица активных задач (при необходимости) может модифицироваться.

Задачи ввода—вывода решаются в числе других функциональных задач. Синхронизация процессов ввода—вывода с темпом решения задач БЦВМ и между собой осуществляется контролем времени запуска в соответствии с требованиями алгоритмов без использования аппарата прерываний.

Для отработки программного обеспечения СУ АКА «Спектр» разработана технологическая среда, использующая в качестве инструментальной базы персональные ЭВМ, объединенные в локальную вычислительную сеть. В составе технологической среды можно выделить три основных подсистемы: *программирования, отладки, генерации тестов*.

В состав подсистемы программирования входят инструментальные средства для разработки ПО — графический язык динамических спецификаций, язык высокого уровня C++, макроассемблер. Эти средства поддерживают принцип иерархической декомпозиции (структурной и функциональной) проекта, графической спецификации, разбиения программы на модули и процедурного подхода к программированию.

Подсистема отладки включает в свой состав аппаратный комплекс и программные средства. Аппаратный комплекс состоит из БЦВМ, инструментальной ЭВМ и технологической аппаратуры, выполняющей функции синхронизации работы 2-машинного комплекса и моделирования входной информации.

Возможны два режима работы — разомкнутая схема и замкнутая.

Для разомкнутой схемы необходимые данные подготавливаются заранее подсистемой генерации тестов, которая функционирует без участия программ БЦВМ. Оценка результатов работы проводится по допусковому контролю.

В замкнутой схеме параллельно с ПО БЦВМ функционирует модель объекта управления, реализованная на инструментальной ЦВМ. При этом выходы БЦВМ «замкнуты» на математическую модель объекта управления, которая, в свою очередь, формирует всю входную информацию для БЦВМ. Контроль в замкнутой схеме производится по физическим критериям (устойчивость, качество переходных процессов и пр.).

Подсистема генерации тестов реализована на инструментальной ЭВМ и включает в свой состав программы функциональных алгоритмов и программы модели объекта управления. В состав тестовых данных входят результаты работы алгоритмов (для допускового контроля в разомкнутой схеме), информация, моделирующая окружающую среду (для имитации датчиков СУ) и ПЗ.

Технологическая среда обеспечивает планирование объемов испытаний, управление отладкой, аттестацию программного продукта, включающую количественные оценки качества.

6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ТЕКУЩЕЙ ОРИЕНТАЦИИ

Определение параметров текущей ориентации связанной с АКА системы координат в инерциальном пространстве производится с помощью беспилотной инерциальной системы (БИС) по информации ГИВУСа об угловой скорости АКА $\omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$.

ГИВУС имеет шесть чувствительных элементов (ЧЭ), расположенных равномерно по образующей конуса с углом полураствора $54^\circ 44' 08''$. ГИВУС имеет два диапазона измерений угловой скорости $0.55^\circ/\text{с}$ и $0.12^\circ/\text{с}$. В первом диапазоне цена младшего разряда и шумовая составляющая сигнала ГИВУС равны $0.025''$ и $0.15''$ за такт $T_0 = 0.1$ с, во втором диапазоне — $0.005''$ и $0.04''$ за такт T_0 .

Таблица 1. Основные характеристики астроприборов АКА «Спектр-РГ»

Наименование параметра	Тип астроприбора		
	18КС	АИС	TAUVEX
Поле зрения	—	6°×5°	1°×1°
солнечного прибора	180°×40°	—	—
звездного прибора	2.4°×2.4°	—	—
Диапазон чувствительности	+1.0 ^m	+6.0 ^m	+8.8 ^m
Случайная (3σ) погрешность	±1.0'	±0.3'	±0.05'
Такт съема информации	0.25 с	2 с	2 с
Дискретность съема информации	20"	5"	0.6"
Точность привязки осей координат ГИВУС и НА	±7'	±7'	±0.5'

соответственно. Нестабильность ухода ГИВУС, пропорционального времени, $\delta\omega$ не превышает 0.01"/с.

Основные характеристики астроприборов АКА «Спектр-РГ» приведены в табл. 1. Точность привязки осей координат ГИВУС и НА, приведенная в табл. 1 обусловлена монтажными погрешностями и тепловыми деформациями.

6.1. В полете используется, как правило, четыре ЧЭ, выходные сигналы которых $\eta = (\eta_1, \eta_2, \eta_3, \eta_4)^T$ описываются выражением:

$$\eta = \mathbf{B}\omega + \xi, \quad (1)$$

где \mathbf{B} — матрица направляющих косинусов осей чувствительности ГИВУСа в связанной системе координат, $\xi = (\xi_1, \xi_2, \xi_3, \xi_4)^T$ — вектор ошибок, обусловленный погрешностями прибора.

Использование избыточной информации в (1) позволяет обнаружить факт отказа и идентифицировать отказавший ЧЭ.

Факт отказа одного из четырех ЧЭ определяется при

$$|\mathbf{P}| > P_{\text{п}}, \quad (2)$$

где $\mathbf{P} = \mathbf{C} \cdot \eta$, $\mathbf{C} \cdot \mathbf{B} = 0$, $\mathbf{C} \cdot \mathbf{C}^T = \mathbf{E}$, \mathbf{C} — матрица размерностью (1×4) , \mathbf{E} — единичная матрица, $P_{\text{п}}$ — задаваемое пороговое значение.

Идентификация конкретного отказавшего ЧЭ производится после включения пятого ЧЭ по алгоритму (2) путем перебора $C_5^4 = 5$ комбинаций. Алгоритмы (2) позволяют идентифицировать грубый отказ ЧЭ.

6.2. Для идентификации параметрических отказов используется следующий алгоритм оценки вектора угловой скорости:

$$\hat{\omega} = \mathbf{P}(\mathbf{R}^{-1}\omega_k + \mathbf{B}^T \mathbf{K}^{-1} \eta), \quad (3)$$

где $\mathbf{P} = (\mathbf{R}^{-1} + \mathbf{B}^T \mathbf{K}^{-1} \mathbf{B})^{-1}$, \mathbf{K} — ковариационная матрица вектора ξ , ω_k — калмановская оценка вектора угловой скорости по алгоритмам, приведенным в п. 8, \mathbf{R} — ковариационная матрица оценки вектора ω_k , \mathbf{P} — ковариационная матрица оценки вектора $\hat{\omega}$.

Оценка матрицы \mathbf{K} имеет вид:

$$\hat{\mathbf{K}} = f\{(\eta_{\text{cp}} - \mathbf{B}\hat{\omega}_{\text{cp}})(\eta_{\text{cp}} - \mathbf{B}\hat{\omega}_{\text{cp}})^T + \mathbf{B}\mathbf{P}\mathbf{B}^T\}, \quad (4)$$

где $f\{\cdot\}$ — оператор «диагонализации», $\hat{\omega}_{\text{cp}}$, η_{cp} — средние значения $\hat{\omega}$ и η на интервале 5 с.

Матрица \mathbf{K} , используемая в (3), на последующем шаге определяется выражением

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}^- + \frac{1}{m} (\hat{\mathbf{K}} - \mathbf{K}^-), \quad (5)$$

где \mathbf{K}^- — предыдущее значение матрицы \mathbf{K} ; m — номер шага внутри интервала осреднения. Интервал осреднения \mathbf{K} равен 30 с.

Таким образом, происходит оперативная оценка матрицы \mathbf{K} ошибок измерителей и отказ одного из них приводит к росту соответствующего диагонального элемента матрицы \mathbf{K} и, следовательно, к снижению удельного веса информации отказавшего измерителя. В дальнейшем при росте диагонального элемента матрицы \mathbf{K} производится отключение соответствующего ЧЭ.

Существенное влияние на точностные характеристики БИС оказывает взаимное расположение включенных каналов, особенно при четырех включенных ЧЭ из шести ($n = 4$). Поэтому важно поддерживать оптимальную или близкую к ней конфигурацию включенных каналов, в том числе при отказе одного из них и включении резервного канала.

6.3. Дальнейшая обработка информации ГИВУС с целью определения ориентации АКА основывается на интегрировании кинематических уравнений вида

$$2\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \hat{\omega} - \gamma \cdot \theta \circ \Lambda, \quad (6)$$

где $\dot{\Lambda}$ — кватернион ориентации связанной системы координат АКА относительно инерциальной системы координат, $\theta = (\theta_x, \theta_y, \theta_z)^T$ — оценка вектора конечного поворота от инерциального базиса к квазинерциальному, определяемому по показаниям ГИВУСа, γ — коэффициент усиления, \circ — кватернионное произведение.

Для интегрирования уравнения (6) в БЦВМ принят метод Эйлера третьего порядка с коррекцией нормы кватерниона. Шаг интегрирования принят равным $T_0 = 0.1$ с.

Основными ошибками, влияющими на точность

определения ориентации АКА по информации ГИВУСа, являются: случайная погрешность, не зависящая от перегрузки $\delta\omega = (\delta\omega_x, \delta\omega_y, \delta\omega_z)$, случайная погрешность масштабного коэффициента $\delta\mu = (\delta\mu_x, \delta\mu_y, \delta\mu_z)^T$ и погрешность определения начальных условий для уравнения (6). Последняя из этих погрешностей существенно зависит от точности привязки приборных осей астросредств к приборным осям ГИВУСа.

Погрешность этой привязки зададим через вектор конечного поворота $\kappa = (\delta\kappa_x, \delta\kappa_y, \delta\kappa_z)^T$. Определение векторов $\delta\omega$, $\delta\mu$ и κ составляет суть задачи калибровки и юстировки ГИВУСа.

В СУ АКА серии «Спектр» калибровка и юстировка ГИВУСа разделены на два этапа. На первом этапе определяется вектор $\delta\omega$ при отсутствии программных разворотов, а на втором этапе осуществляются эволюции объекта, обеспечивающие наблюдаемость $\delta\mu$, κ .

6.4. Для проведения калибровки $\delta\omega$ используется алгоритм комплексной обработки информации с астроприборов и ГИВУСа, в основу которого положен метод динамической фильтрации, использующий калмановские оценки $\delta\omega$.

Основой уравнений измерений является кватернионное уравнение

$$\mathbf{N} - \Lambda = \frac{1}{2} \theta \cdot \Lambda, \quad (7)$$

где \mathbf{N} — кватернион ориентации связанной системы координат АКА в инерциальном базисе, определяемый по информации с астроприборов.

Введем вектор измерений $\mathbf{Y}(t) = (Y_1(t), Y_2(t), Y_3(t), Y_4(t))^T$, составленный из компонент разности кватернионов (7) и вектор оцениваемых параметров

$$\chi(t) = (\theta(t), \delta\omega(t))^T.$$

Тогда в соответствии с (7) уравнение измерений будет иметь вид:

$$\mathbf{Y}(t) = \mathbf{H}(t) \cdot \chi(t) + \mathbf{V}(t), \quad (8)$$

где $\mathbf{V}(t) = (V_1(t), V_2(t), V_3(t), V_4(t))^T$ — вектор ошибок астросредств с ковариационной матрицей $\mathbf{D}_A(t)$, $\mathbf{H}(t)$ — матрица размерности 4×6 .

Оцениваемые параметры получаются из решения системы дифференциальных уравнений

$$\begin{aligned} \dot{\theta}(t) &= -\gamma \cdot \theta(t) - \mathbf{A}(t) \cdot \delta\omega(t) + \mathbf{w}(t), \\ \dot{\delta\omega}(t) &= 0, \end{aligned} \quad (9)$$

где $\mathbf{A}(t)$ — матрица перехода, определяемая кватернионом Λ , $\mathbf{w}(t)$ — вектор погрешностей ГИВУСа,

имеющий ковариационную матрицу $\mathbf{D}_r(t)$.

Определяемые в результате калибровки значения вектора поворота θ и поправки $\delta\omega$ к вектору угловой скорости ω используются для коррекции соответствующих параметров кинематических уравнений (6).

6.5. Для калибровки масштабного коэффициента ГИВУСа $\delta\mu$ осуществляются три разворота на угол 2π вокруг трех некомпланарных осей, для юстировки приборных осей ГИВУС и астросредств — до четырех разворотов на углы, задаваемые через ПЗ.

Оценка векторов $\delta\mu$ и κ производится на Земле по телеметрической информации (ТМИ) об углах разворота, определяемых по показаниям БИС и астроприборов. Значения $\delta\mu$ и κ передаются по МРК в БЦВМ, где производится их учет в уравнении (6).

Для примера приведем алгоритм калибровки масштабного коэффициента $\delta\mu$:

$$\begin{aligned} \delta\mu &= \frac{1}{2\pi} \mathbf{Q}^{-1} \cdot \Delta\varphi, \\ \mathbf{Q} &= (\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2, \mathbf{e}_3)^T, \\ \Delta\varphi &= (\Delta\varphi_1, \Delta\varphi_2, \Delta\varphi_3)^T, \\ \Delta\varphi_i &= \Delta\psi_i + T_p(\mathbf{e}_i \delta\omega), \end{aligned} \quad (10)$$

где \mathbf{e}_i — единичный вектор в направлении оси i -го разворота, $\Delta\psi_i$ — разность углов разворота вокруг i -й оси вращения, зафиксированная БИС и астроприбором, T_p — время разворота.

6.6. Для юстировки приборных осей ГИВУС и НА в режиме ИНО производятся сканирующие движения АКА, в процессе которых на Землю передается ТМИ об ориентации аппарата и информация с научной аппаратуры через ОНА.

По результатам совместной обработки указанной информации определяется кватернион Λ_{loc} , характеризующий угловое рассогласование между осями ГИВУС и осями НА. Кватернион Λ_{loc} передается по МРК в БЦВМ для коррекции параметров ориентации АКА.

Предусмотренный в СУ АКА режим юстировки координатных осей НА и ГИВУС позволяет улучшить точность наведения телескопа НА на исследуемый объект до $1.5\text{--}2.0'$.

Дальнейшее улучшение точности взаимной привязки до $30''$ удалось достичь за счет установки астроприборов непосредственно на научных телескопах: астродатчика TAUVEX на телескопе «Sodart» для АКА «Спектр-РГ», астродатчика АИС в фокальном контейнере радиотелескопа для АКА «Спектр-КРТ», оптического датчика гидирования УФ-телескопа «SHVT-170» для АКА «Спектр-УФ».

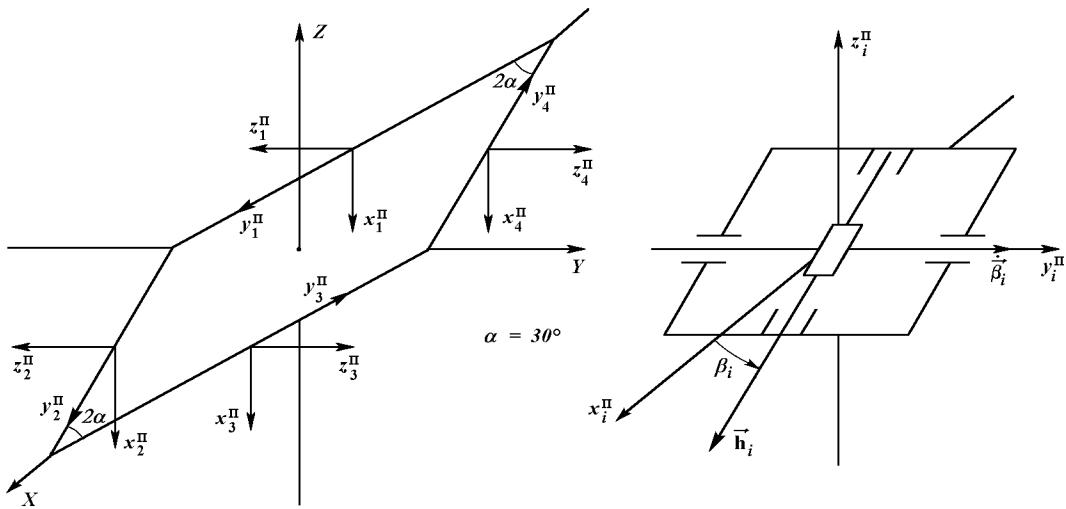


Рис. 2. Схема компоновки СГК АКА серии «Спектр»

7. УПРАВЛЕНИЕ АКА СИЛОВЫМИ ГИРОСКОПАМИ

Для космических аппаратов серии «Спектр» в качестве основных исполнительных органов системы управления используется минимально избыточная компланарная структура гиродинов с попарно параллельными неортогональными осями подвеса, схема компоновки которой приведена на рис. 2. На этом рисунке приняты следующие обозначения: $OXYZ$ — связанная система координат (ССК) космического аппарата, $OX_i^II Y_i^II Z_i^II$ — приборная система координат i -го гиродина.

В соответствии со схемой компоновки (рис. 2) векторы кинетических моментов \mathbf{h}_i рассматриваемой структуры гиродинов определяются выражениями:

$$\begin{aligned} \mathbf{h}_1 &= h_g(\sin\alpha \cdot \sin\beta_1, \cos\alpha \cdot \sin\beta_1, -\cos\beta_1), \\ \mathbf{h}_2 &= h_g(-\sin\alpha \cdot \sin\beta_2, \cos\alpha \cdot \sin\beta_2, -\cos\beta_2), \\ \mathbf{h}_3 &= h_g(-\sin\alpha \cdot \sin\beta_3, -\cos\alpha \cdot \sin\beta_3, -\cos\beta_3), \\ \mathbf{h}_4 &= h_g(\sin\alpha \cdot \sin\beta_4, -\cos\alpha \cdot \sin\beta_4, -\cos\beta_4) \end{aligned} \quad (11)$$

В свою очередь суммарный вектор кинетического момента СГК в проекциях на оси ССК имеет вид

$$\mathbf{H} = (H_x, H_y, H_z)^T = \sum_{i=1}^m \mathbf{h}_i \quad (12)$$

Для контроля за состоянием гиросистемы с целью своевременного автоматического подключения контура разгрузки, априорной оценки возможности проведения требуемого углового маневра и расчета допустимых кинематических параметров програм-

много движения используется безразмерный коэффициент загрузки k_s , характеризующий степень приближения вектора \mathbf{H} к границе области его возможных вариаций

$$k_s = |\mathbf{H}| / |\mathbf{H}_{\max}|, \quad \mathbf{H} \uparrow \uparrow \mathbf{H}_{\max}. \quad (13)$$

Величина $|\mathbf{H}_{\max}|$ определяется исходя из условий максимума скалярной функции $P(\mathbf{u}) = (\mathbf{u}, \mathbf{H})$

$$|\mathbf{H}_{\max}| = \max_{\mathbf{H}} (\mathbf{u}, \mathbf{H}) \quad (14)$$

при наличии ограничений:

$$(\mathbf{h}_i, \mathbf{h}_i) = h_g^2, (\mathbf{e}_i, \mathbf{h}_i) = 0, (\mathbf{u} \times \mathbf{H}) = 0, \quad (15)$$

где $\mathbf{u} = (u_x, u_y, u_z)$ — произвольный единичный вектор в проекциях на оси связанной системы координат.

Коэффициент загрузки (13) для СГК, изображенного на рис. 2, с учетом (11), (12), (14) и (15) имеет вид:

$$k_s = \begin{cases} \frac{|H_x| \cos\alpha + |H_y| \sin\alpha}{2h_g \sin 2\alpha}, & \text{если } H_z^2 \sin 2\alpha \leq 2|H_x H_y|; \\ \frac{\sqrt{(H_z^2 \sin^2 \alpha + H_x^2)(H_z^2 \cos^2 \alpha + H_y^2)}}{2h_g |H_z| \sin 2\alpha} & - \text{в других случаях.} \end{cases} \quad (16)$$

При выходе из строя одного из гиродинов системы для коэффициента загрузки имеют место аналогичные выражению (16) соотношения.

Управляющий момент, развивающийся СГК, определяется выражением

$$\mathbf{M}_y = -\dot{\mathbf{H}} = -\mathbf{A}(\beta) \cdot \dot{\beta}, \quad (17)$$

где $\mathbf{A}(\beta)$ — моментная матрица силового гироскопического комплекса,

$$\mathbf{A}(\beta) = \begin{pmatrix} \sin\alpha & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \sin\beta_1 & -\sin\beta_2 & -\sin\beta_3 & \sin\beta_4 \\ \sin\beta_1 & \sin\beta_2 & -\sin\beta_3 & -\sin\beta_4 \\ -\cos\beta_1 & -\cos\beta_2 & -\cos\beta_3 & -\cos\beta_4 \end{pmatrix}$$

$$\beta = (\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4)^T. \quad (18)$$

При выходе из строя одного из гиродинов системы в матрице $\mathbf{A}(\beta)$ обнуляется соответствующий столбец.

7.1. Распределение управляющих сигналов контура системы стабилизации ε^y осуществляется в соответствии с законом:

$$\dot{\beta}^y = \mathbf{A}^+ \cdot \varepsilon^y. \quad (19)$$

Здесь $\mathbf{A}^+ = \mathbf{A}^T \cdot (\mathbf{A} \cdot \mathbf{A}^T)^{-1}$ — псевдообратная матрица по Муру-Пенроузу,

$$\varepsilon^y = (\varepsilon_\varphi^y, \varepsilon_\psi^y, \varepsilon_\theta^y).$$

Управление (19) обеспечивает минимальную норму вектора угловых скоростей прецессии рамок гиродинов, что позволяет оптимизировать суммарное энергопотребление СГК, увеличение которого, в первом приближении, прямо пропорционально увеличению модуля проекций вектора β^y .

7.2. В процессе управления АКА возможно возникновение ситуаций, когда СГК, приблизившись к своему особому состоянию, потеряет способность к реализации требуемого управляющего момента ($\text{rg}(\mathbf{A}(\beta) \cdot \mathbf{A}(\beta)^T) < 3$). Все множество таких особых состояний удовлетворяет уравнению:

$$\Gamma(\beta) = \det[\mathbf{A}(\beta) \cdot \mathbf{A}(\beta)^T] = 0. \quad (20)$$

Здесь $\Gamma(\beta)$ — определитель Грама для моментной матрицы гиросистемы $\mathbf{A}(\beta)$. Для того чтобы обеспечить максимальную эффективность СГК и избежать потери трехмерной управляемости, при выполнении условия $\Gamma < \varepsilon$ осуществляется оптимизация гироструктуры с помощью формирования вектора «нулевых» движений $\dot{\beta}^0$, обеспечивающего оптимальную настройку гироструктуры без нарушения ориентации АКА в инерциальном пространстве. Для выполнения последнего необходимо, чтобы в процессе перестройки гиросистемы выполнялось условие

$$\dot{\mathbf{H}} = \mathbf{A}(\beta) \cdot \dot{\beta}^0 = \mathbf{0} \quad (21)$$

С учетом трех уравнений (21) определитель Грама (20) можно представить в виде явной функции

$\Gamma(p)$ одной переменной — «расщепляющего» параметра $p \in [p_{\min}, p_{\max}]$.

Перед началом перестройки СГК определяется значение параметра $p = p_0$, для которого

$$\Gamma^* = \Gamma(p_0) = \sup_i \{\Gamma(p_i)\}, \quad (22)$$

где $p_i = i\Delta p$, $i = 1, 2, \dots, m$.

После этого осуществляется перевод гиросистемы в найденное оптимальное положение с помощью вектора «нулевых» движений, проекции которого определяются в соответствии с выражениями

$$\dot{\beta}_i^0 = \Delta_i \cdot \dot{p}, \quad (23)$$

где Δ_i — главные миоры моментной матрицы гироструктуры $\mathbf{A}(\beta)$, а \dot{p} — независимый параметр, значение которого выбирается исходя из требуемого направления движения и ограничений на скорость прецессии рамок подвеса гиродинов системы, которая в этом случае формируются в виде:

$$\dot{\beta} = \dot{\beta}^y + \dot{\beta}^0. \quad (24)$$

Первое слагаемое в правой части (24) обеспечивает реализацию требуемого управляющего момента, а второе — оптимизацию гироструктуры в смысле (21), (22).

7.3. Разгрузка СГК осуществляется с помощью газодинамических двигателей постоянной тяги при выполнении условия

$$k_3 > k_3^g, \quad (25)$$

где k_3^g — допустимая величина коэффициента загрузки.

Вектор угловых скоростей прецессии при этом формируется в соответствии с выражением:

$$\dot{\mathbf{m}}^p = \dot{\mathbf{A}}^+ \cdot \mathbf{m}^p. \quad (26)$$

Для того, чтобы в процессе разгрузки космический аппарат сохранял свою ориентацию в инерциальном пространстве, проекции вектора $\mathbf{m}^p = (m_x^p, m_y^p, m_z^p)^T$, характеризующие скорость уменьшения проекций вектора накапленного кинетического момента гиросистемы \mathbf{H}_r , необходимо формировать исходя из эффективности газодинамической двигательной установки:

$$m_i^p = -c_i |\mathbf{m}^p| = -c_i \nu \min_{i=x, y, z} (m_i / |c_i|), \quad (27)$$

где $c_i = H_r / |\mathbf{H}_r|$ ($i = x, y, z$) — направляющие косинусы вектора \mathbf{H}_r в связанной системе координат космического аппарата, $\nu \in [0, 1]$ — коэффициент, определяющий степень использования двигательной установки в контуре разгрузки гиросистемы.

стемы, m_i ($i = x, y, z$) — абсолютная величина управляющего момента газодинамической двигательной установки в соответствующем канале угловой стабилизации.

Отключение контура разгрузки осуществляется функционально, при выполнении условия $|H| < \varepsilon$, где ε — некоторый малый параметр.

7.4. В процессе активного существования космического аппарата система управления должна обеспечивать реализацию широкого класса угловых маневров. Их осуществление осложняется наличием ограничений на ориентацию аппарата, обусловленных условиями работы оптических средств измерения, имеющимися пределами на диапазон измеряемой угловой скорости объекта управления $|\omega| \leq \omega_{\max}$, а также особенностями гиросистемы как механической системы, основной из которых является ограниченная область вариации собственного кинетического момента.

Ввиду этого при определенных сочетаниях параметров маневра перенацеливания (угла φ и направляющих косинусов оси конечного поворота c), а также величины и ориентации накопленного к началу разворота вектора кинетического момента гиросистемы H_0 , может оказаться, что требуемый угловой маневр неосуществим в принципе или для его проведения необходим недопустимо большой отрезок времени.

В связи с этим в математическом обеспечении системы управления АКА серии «Спектр» была реализована итерационная процедура для априорной оценки возможности проведения требуемого углового маневра и расчета допустимых кинематических параметров программного движения (абсолютного значения программной угловой скорости $\omega_{\text{пр}}$ и длительности разворота T_p) при известной величине накопленного к моменту начала маневра кинетического момента гиросистемы и с учетом ограничений на область его вариации. Указанная процедура при реализации плоского программного разворота состоит в следующем.

По информации о текущем положении связанной системы координат относительно инерциальной, которое задается кватернионом Λ , и ее требуемом положении — Λ_k определяются направляющие косинусы оси конечного поворота c и угол разворота φ .

Далее рассчитываются реперные точки (узлы) программной траектории

$$\varphi_i = i\Delta\varphi, \quad \Delta\varphi \in [2^\circ, 5^\circ], \quad i = 1, 2, \dots, k.$$

Для каждого узла программной траектории φ_i определяется допустимая величина угловой скоро-

сти $\omega_{\text{пр}}^i$ путем перебора ее значений на отрезке $[0, \omega^g]$ с шагом $\Delta\omega$. Эта величина ($\omega_{\text{пр}}^i$) выбирается как максимально возможная из тех значений, для которых имеет место $k_s \leq k_s^g$. При этом величина шага $\Delta\omega$ задается исходя из требуемой точности определения $\omega_{\text{пр}}$ и возможностей бортовых вычислительных средств.

Величина программного кинетического момента СГК, используемая в (16), определяется в соответствии с выражением

$$H_{\text{пр}}(\varphi, \omega_{\text{пр}}) = H_1(\varphi) + H_2(\omega_{\text{пр}}), \quad (28)$$

$$H_1(\varphi) = H_0 - \sin\varphi(c \times H_0) + 2\sin^2 \frac{\varphi}{2} (c \times (c \times H_0)), \quad (29)$$

$$H_2(\omega_{\text{пр}}) = -Ic\omega_{\text{пр}}. \quad (30)$$

Здесь I — матрица тензора инерции космического аппарата.

Из соотношений (28)–(30) следует, что вектор $H_{\text{пр}}$ имеет две составляющие. Первая из них постоянна по величине и характеризует движение вектора накопленного кинетического момента гиросистемы вокруг оси конечного поворота в процессе перенацеливания аппарата, а вторая составляющая постоянна по направлению в ССК и обладает абсолютной величиной, пропорциональной значению программной угловой скорости $\omega_{\text{пр}}$.

По результатам проведенной оценки допустимой угловой скорости рассчитываются временные интервалы, необходимые для реализации промежуточных маневров. При этом предполагается, что между реперными точками траектории φ_{i-1} и φ_i космический аппарат движется с постоянным угловым ускорением.

Далее определяется время всего разворота в соответствии с выражениями:

$$\Delta t_i = \frac{2(\varphi_i - \varphi_{i-1})}{\omega_{\text{пр}}^{i-1} + \omega_{\text{пр}}^i}, \quad (31)$$

$$T_p = \sum_{i=1}^{k_\varphi} \Delta t_i. \quad (32)$$

Если необходимое для проведения углового маневра время T_p недопустимо велико или в каком-либо из узлов программной траектории при нулевом значении угловой скорости не выполняется условие $k_s \leq k_s^g$, то формируется заявка на предварительную разгрузку гиросистемы.

После окончания разгрузки, которая обеспечивает безусловное выполнение требуемого маневра, по описанному выше алгоритму снова проводится рас-

чет оптимальных кинематических параметров (φ_i , ω_{np}^i и Δt_i), которые в дальнейшем используются при определении текущих значений параметров программного движения.

7.5. Управляющие сигналы контура системы стабилизации на участке перенацеливания АКА формируются в виде

$$\varepsilon^y = \mathbf{K}_\theta \cdot \delta\theta + \mathbf{K}_\psi \cdot (\hat{\omega} - \omega_{np}) - \mathbf{C}_{\theta\delta}^{-1} \cdot \xi_{np} - (\omega_{np} \times \mathbf{H}_1), \quad (33)$$

где $\mathbf{K}_\theta = \text{diag}(k_\varphi, k_\psi, k_v)$, $\mathbf{K}_\psi = \text{diag}(k_\varphi, k_\psi, k_v)$ — матрицы коэффициентов усиления по углу и угловой скорости соответственно, $\mathbf{C}_{\theta\delta} = \text{diag}(c_{\varphi\delta}, c_{\psi\delta}, c_{v\delta})$ — матрица эффективностей управления в каналах угловой стабилизации, $\delta\theta = (\delta\varphi, \delta\psi, \delta v)^T$ — вектор угловых рассогласований, $\xi_{np} = (\xi_\varphi, \xi_\psi, \xi_v)^T$ — вектор программного углового ускорения.

8. АЛГОРИТ СТАБИЛИЗАЦИИ

Алгоритм стабилизации в автономном канале углового движения АКА «Спектр» представляет собой динамический регулятор, включающий в себя наблюдающее устройство для оценки расширенного вектора состояния АКА как твердого тела и линейный закон управления с обратной связью по состоянию.

Расширенный вектор состояния АКА как твердого тела, например, в канале рыскания, имеет вид:

$$\theta_y[n_0T_0] = (\delta\psi[n_0T_0], \delta\omega_y[n_0T_0], m_y[n_0T_0])^T, \quad (34)$$

где $\delta\psi[n_0T_0]$ — угловое рассогласование АКА, $\delta\omega_y[n_0T_0]$ — рассогласование по угловой скорости, $m_y[n_0T_0]$ — внешний возмущающий момент.

Оценка расширенного вектора состояния производится при помощи наблюдающего устройства в виде дискретного фильтра Калмана с постоянными коэффициентами вида:

$$\begin{aligned} \tilde{m}_y[n_0T_0] &= -C_{\psi\delta}\varepsilon_\psi[n_0T_0] + \hat{m}_y[(n_0 - 1)T_0], \\ \hat{\delta\psi}^*[n_0T_0] &= \hat{\delta\psi}[(n_0 - 1)T_0] + \\ &\quad + T_0\delta\hat{\omega}_y[(n_0 - 1)T_0] + 0.5T_0^2\tilde{m}_y[n_0T_0], \\ \hat{\delta\omega}_y^*[n_0T_0] &= \hat{\delta\omega}_y[(n_0 - 1)T_0] + T_0\tilde{m}_y[n_0T_0], \\ \Delta\psi[n_0T_0] &= \delta\psi[n_0T_0] - \hat{\delta\psi}^*[n_0T_0], \\ \hat{\delta\psi}[n_0T_0] &= \hat{\delta\psi}^*[n_0T_0] + \tilde{k}_1\Delta\psi[n_0T_0], \\ \hat{\delta\omega}_y[n_0T_0] &= \hat{\delta\omega}_y^*[n_0T_0] + \tilde{k}_2\Delta\psi[n_0T_0], \\ \hat{m}_y[n_0T_0] &= \hat{m}_y[(n_0 - 1)T_0] + \tilde{k}_3\Delta\psi[n_0T_0], \\ \hat{m}_{y\Phi}[n_0T_0] &= C_\Phi\hat{m}_y[n_0T_0] + (1 - C_\Phi)\hat{m}_{y\Phi}[(n_0 - 1)T_0], \end{aligned} \quad (35)$$

где $C_{\psi\delta}$ — эффективность органов управления АКА в канале рыскания, $C_\Phi = T_0/T_\Phi$ — коэффициент цифрового фильтра низкой частоты.

Весовые коэффициенты наблюдающего устройства \tilde{k}_1 , \tilde{k}_2 , \tilde{k}_3 и постоянная времени цифрового фильтра T_Φ определяются из условия обеспечения заданных запасов устойчивости замкнутого контура с учетом наиболее активных упругих осцилляторов АКА.

При проведении научных исследований в режиме ПО используется закон управления вида:

$$\begin{aligned} \varepsilon_\varphi[n_0T_0] &= k_\varphi\delta\hat{\varphi}[n_0T_0] + \\ &\quad + k_{\omega_x}\delta\hat{\omega}_x[n_0T_0] - \hat{m}_{x\Phi}[n_0T_0]/C_{\varphi\delta}, \\ \varepsilon_\psi[n_0T_0] &= k_\psi\delta\hat{\psi}[n_0T_0] + \\ &\quad + k_{\omega_y}\delta\hat{\omega}_y[n_0T_0] - \hat{m}_{y\Phi}[n_0T_0]/C_{\psi\delta}, \\ \varepsilon_v[n_0T_0] &= k_v\delta\hat{v}[n_0T_0] + \\ &\quad + k_{\omega_z}\delta\hat{\omega}_z[n_0T_0] - \hat{m}_{z\Phi}[n_0T_0]/C_{v\delta}, \end{aligned} \quad (36)$$

который позволяет компенсировать влияние внешних возмущений на движение АКА.

Управляющие сигналы на двигатели-маховики формируются в соответствии с выражениями вида:

$$\begin{aligned} N_x[n_0T_0] &= E[\varepsilon_\varphi[n_0T_0]/\rho_u + 0.5], \\ N_y[n_0T_0] &= E[\varepsilon_\psi[n_0T_0]/\rho_u + 0.5], \\ N_z[n_0T_0] &= E[\varepsilon_v[n_0T_0]/\rho_u + 0.5], \end{aligned}$$

где ρ_u — дискретность цифро-аналогового преобразователя, $E\{\cdot\}$ — операция выделения целой части.

9. АВТОНОМНАЯ СИСТЕМА НАВИГАЦИИ

АКА серии «Спектр», совершающие полет по высокоэллиптическим орбитам, характеристики которых приведены в табл. 2, должны быть снабжены навигационными системами, выполняющими следующие функции:

- обеспечение системы оптических датчиков (солнечных и звездных) априорной информацией о кинематических параметрах движения центра масс АКА;
- определение фактических параметров орбиты, необходимых для вычисления параметров ориентации оси ОНА на наземные измерительные пункты (НИП) в процессе проведения научных исследований, юстировки координатных осей телескопа или другой НА и АКА. Максимальное количество НИП-12. Порядок и время смены НИП задаются через ПЗ;

- определение и выдача в систему управления ориентацией моментов входа и выхода АКА в теневую область Земли и Луны;
- обеспечение проведения научных исследований вне зоны радиовидимости наземных пунктов управления полетом при заданных ограничениях на взаимную ориентацию оптических приборов и научной аппаратуры с одной стороны и Солнца, Земли, Луны — с другой.

Использование спутниковой навигационной системы (СНС) для решения этой задачи не представляется возможным из-за больших высот полета АКА серии «Спектр». Такая задача может быть успешно решена наземным вычислительным центром, а требуемая для системы управления информация — передаваться на борт АКА через МРК в виде аппроксимирующих функций.

Однако, ввиду ограничений, накладываемых на скорость и объем передаваемой по МРК информации, предпочтительным представляется вариант решения этой задачи в БЦВМ АКА. В пользу этого варианта говорит также то, что получающаяся система управления позволяет существенно увеличить интервал автономного полета без связи с Землей.

Автономная навигация АКА осуществляется путем численного интегрирования системы дифференциальных уравнений движения АКА

$$\dot{\mathbf{V}} = \mathbf{g}_0 + \sum_{i=1}^{\infty} \mathbf{a}_i, \quad \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}, \quad (38)$$

где \mathbf{r} и \mathbf{V} — соответственно радиус-вектор местоположения и вектор скорости АКА в геоцентрической экваториальной системе координат на фундаментальную эпоху T_0 ; \mathbf{g}_0 — ускорение силы центрального поля притяжения Земли; \mathbf{a}_i — i -е возмущающее ускорение. При $t = t_0$:

$$\mathbf{V}(t_0) = \mathbf{V}_0, \quad \mathbf{r}(t_0) = \mathbf{r}_0. \quad (39)$$

Здесь векторы \mathbf{V}_0 , \mathbf{r}_0 получены путем замеров параметров движения АКА с помощью НИП.

Возмущающие ускорения в (38) обусловлены действием ряда возмущающих факторов, основными из которых являются: нецентральность гравитационного поля Земли, притяжение небесных тел (Луны, Солнца, планет), аэродинамическое сопротивление и давление солнечного света.

Точность решения навигационной задачи определяется полнотой учета возмущающих факторов, а также методом, шагом и интервалом интегрирования, точностью начальных условий (39). Проведенные исследования показали, что для рассматриваемых рабочих орбит, возмущения от сопротивления

атмосферы, давления солнечного света и притяжения планет солнечной системы малы и практически не оказывают влияния на параметры движения АКА в интервале до 5 сут. Поэтому учет их влияния в задаче навигации АКА оказывается нецелесообразным.

Потенциал притяжения Земли записывается в виде (Дубошин, 1976)

$$U = \frac{\mu_E}{r(t)} \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{R_e}{r(t)} \right)^n \times \sum_{k=0}^{\infty} (C_{nk} \cos k\lambda + d_{nk} \sin k\lambda) P_{nk}(\nu),$$

$$\nu = \frac{Z}{r(t)},$$

где R_e — экваториальный радиус Земли, $P_{nk}(\nu)$ — полиномы и присоединенные функции Лежандра, C_{nk} , d_{nk} — постоянные коэффициенты.

Для обеспечения требуемой точности определения вектора состояния АКА достаточно в разложении потенциала Земли (40) учитывать первые четыре слагаемые.

Для расчета потенциала Земли и его градиента используется гринвичская система координат. Поскольку движение АКА описывается в инерциальной системе координат, то для того, чтобы воспользоваться приведенными выше формулами, необходимо осуществить переход к гринвичской системе координат.

Этот переход осуществляется с помощью матриц поворота \mathbf{R} , нутации \mathbf{N} и прецессии \mathbf{P}

$$\mathbf{r}_p(t) = \mathbf{R} \cdot \mathbf{N} \cdot \mathbf{P} \cdot \mathbf{r}(t). \quad (41)$$

Элементы матрицы \mathbf{P} определяются через прецессионные параметры Ньюкома-Андуайе (Дубошин, 1976). Матрица \mathbf{N} с точностью до малых членов порядка 10 определяется через нутацию в долготе и наклон эклиптики к экватору. \mathbf{R} — матрица поворота истиной инерциальной системы координат эпохи t на угол, численно равный гринвичскому истинному звездному времени.

Возмущающие ускорения, обусловленные влиянием Луны (L) и Солнца (S), определяются выражениями

$$\mathbf{g}_j = \frac{\mu_j}{r_{0j}^3} \mathbf{r}_{0j} - \frac{\mu_j}{r_j^3} \mathbf{r}_j, \quad \mathbf{r}_{0j} = \mathbf{r}_j - \mathbf{r}(t), \quad (42)$$

где μ_j — гравитационный параметр соответствующего небесного тела ($j = L, S$), \mathbf{r}_j — радиус-вектор j -го небесного тела в геоцентрической экваториальной системе координат.

Вектор положения Земли в гелиоцентрической системе координат определяется через средние элементы орбиты Земли, вычисляемые на основании

Таблица 2. Характеристики АКА серии «Спектр»

Характеристики АКА	«Спектр-РГ»	«Спектр-УФ»	«Спектр-КРТ»
Орбита:			
перигей	500 км	2000 км	1700 км
апогей	200000 км	200000 км	70000 км
наклонение	51.7°	51.7°	65°
период обращения	4 сут	4.5 сут	1 сут
Количество исследуемых источников в автоматическом режиме	1—10	1—10	1—10
Точность ориентации научной аппаратуры	30"	30"	30"
Точность стабилизации угла	2.5"	0.2"	2.5"
Точность стабилизации угловой скорости	10^{-4} °/с	10^{-5} °/с	10^{-4} °/с
Точность наведения ОНА	3'	3'	3'

теории Ньюкома (Дубошин, 1976). Для определения параметров движения Луны достаточно воспользоваться ограниченной теорией Брауна (Беттин, 1966), в которой учитывается лишь влияние солнечных возмущений. Согласно этой теории, положение Луны в геоцентрической системе координат определяется через геоцентрические долготу, широту и параллакс Луны.

С учетом принятых допущений система дифференциальных уравнений движения АКА (38), примет вид:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{r}}(t) &= \mathbf{V}(t), \\ \dot{\mathbf{V}}(t) &= \frac{\mu_E}{r^3(t)} \mathbf{r}(t) + \text{grad}U + \mathbf{g}_L + \mathbf{g}_S.\end{aligned}$$

Система дифференциальных уравнений движения АКА решается методом Рунге-Кutta 4-го порядка с шагом 30 с.

10. ХАРАКТЕРИСТИКИ АКА СЕРИИ «СПЕКТР»

Реализация изложенной концепции построения СУ позволила достичь характеристик АКА серии «Спектр», приведенных в табл. 2.

Беттин Р. Наведение в космосе. — М: Машиностроение, 1966.
Дубошин Г. Н. (ред.) Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. — М.: Наука, 1976.

Проект космического эксперимента «Спектр-УФ»

**Р. Е. Гершберг, А. М. Зверева, П. П. Петров,
В. И. Проник, Н. В. Стешенко**

Кримська астрофізична обсерваторія ДКНТ України, Наукове

Надійшла до редакції 08.02.95

Рассмотрены основные характеристики проекта «Спектр-УФ» — международной космической обсерватории с ультрафиолетовым телескопом диаметром 1.7 метра на борту. Телескоп будет оснащен спектрометрами высокого, среднего и низкого разрешения и камерой поля, работающими в диапазоне длин волн 912—3500 ё. Вывод телескопа на высокоапогейную (до 300 000 км от Земли) орбиту позволит проводить длительные непрерывные наблюдения астрофизических объектов.

ВВЕДЕНИЕ

«Спектр-УФ» — это международная космическая обсерватория с ультрафиолетовым телескопом диаметром 1.7 метра, оснащенным спектрографами высокого, среднего и низкого разрешения и фильтровой камерой поля, предназначенными для работы в диапазоне длин волн от 912 до 3500 ё. Телескоп будет иметь дифракционное качество изображения в УФ-области спектра (до 2000 ё) и оснащен высокоточной (0.1—0.2") системой наведения и стабилизации изображения. Панорамные приемники УФ-излучения в спектрографах и применение дифракционных решеток эшеле в спектрографах высокого разрешения позволят наблюдать одновременно широкие участки спектра, что особенно важно при исследовании нестационарных процессов в космосе. Вывод телескопа на эллиптическую высокоапогейную (до 300 000 км от Земли) орбиту позволит проводить непрерывные наблюдения в течение многих десятков часов при исследовании, например, переменных звезд или при регистрации излучения от предельно слабых объектов.

Среди разрабатываемых или планируемых мировым сообществом на ближайшие десять лет космических приборов для УФ-области длин волн «Спектр-УФ» стоит вне конкуренции как по размеру телескопа (количество собираемого излучения), так и по широте задач, которые будут доступны

для решения с помощью этой обсерватории. В реализации проекта основная роль принадлежит России, Украине, Италии и Германии. Рассматривается также возможность участия в этом проекте других стран.

В Украине основная часть работы выполняется Крымской астрофизической обсерваторией (КрАО) Госкомитета по науке и технологиям. Так сложилось, что КрАО, входившая раньше в состав Академии наук СССР, с самого начала космической эры активно включилась в работы по созданию приборов для наблюдений в космосе. В отделах физики Солнца и физики звезд и галактик выдвигались и обосновывались научные задачи, в отделе экспериментальной астрофизики проектировались приборы, а в оптической и механической мастерских КрАО непосредственно создавалась уникальная космическая аппаратура.

ВНЕАТМОСФЕРНЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ, ВЫПОЛНЕННЫЕ КрАО

Первым прибором, разработанным и созданным в КрАО для внеатмосферных наблюдений, был солнечный коротковолновый дифракционный спектрометр (КДС), который работал на третьем кораблем-спутнике, запущенном в 1959 году. С помощью этого спектрометра, снабженного автономной сис-

темой астроориентации на Солнце, были зарегистрированы спектры Солнца в области 304 Å (Про-кофьев, 1961). Исследования Солнца в далеком ультрафиолете были продолжены в 1967 г. на ИСЗ «Космос-166». В результате этих исследований была выявлена переменность УФ-излучения во время солнечных вспышек (Bruns et al., 1969).

Далее, предметом изучения становится интегральное свечение неба, особый интерес представляется получение физических характеристик пыли и газа межпланетного и межзвездного пространства на основе изучения УФ-свещения фона неба. Так, на низкоорбитальных ИСЗ «Космос-51» (1964) и «Космос-213» (1968) был получен первый опыт в фотометрических внеатмосферных измерениях яркости неба. С помощью широкоугольного ($250 \text{ } \square$) двухканального фотометра, одновременно в УФ-(2700 Å) и видимой (5400 Å) областях спектра, было измерено свечение больших участков неба. Задача этих экспериментов сводилась к определению максимальных и минимальных значений яркости неба и сравнению их с ожидаемыми на основе моделей звездных атмосфер, статистики звезд в Галактике и данных о свечении зодиакального света. Результаты экспериментов показали, что наблюдаемая яркость неба в направлениях как на Млечный Путь, так и на полюс Галактики в пределах точности измерений не отличается от ожидаемой (Димов и др., 1972). Эти исследования были продолжены в следующем эксперименте, выполненном на аппарате «Луноход-2» (1973) с помощью модернизированного двухканального фотометра: впервые — 16 января 1973 г. — были измерены ультрафиолетовое и видимое свечение лунного неба в районе кратера Лемонье. Для успешного проведения эксперимента потребовалась тщательная подготовка измерительной аппаратуры с учетом быстрых и больших перепадов температур во время измерений. При тесном сотрудничестве с группой управления, путем маневрирования «Луноходом» и его крышкой, удалось провести 12 успешных сеансов наблюдений, как во время лунного дня, так и во время сумерек и лунной ночи. Избыточная яркость, зарегистрированная в УФ-канале фотометра (2700 Å) превосходила ожидаемую в 3—16 раз, что в совокупности с другими наблюдательными данными свидетельствовало о существовании нестационарной пылевой атмосферы Луны с оптической толщиной $4 \cdot 10^{-6}$. Для двух характерных размеров пылинок лунного грунта 10 и 70 мкм такая оптическая толщина могла быть обусловлена 5 и 0.1 частиц в столбе с основанием в 1 см^2 соответственно, и такая малая концентрация пыли над поверхностью Луны не может быть выявлена

при наблюдениях края Луны с Земли (Зверева и др., 1974, 1975).

В 1974 г. на спутнике «Интеркосмос-16» с помощью ультрафиолетового спектрометра были выполнены измерения резонансного рассеяния в солнечной короне. Прибор разрабатывался и создавался совместно с учеными из Швеции, и это был первый опыт КрАО по реализации космического проекта в международной кооперации.

В 1975 г. на пилотируемой станции «Салют-4» с помощью орбитального солнечного телескопа ОСТ, разработанного и созданного силами КрАО, были получены ультрафиолетовые спектры спокойного Солнца и солнечных вспышек. Телескоп имел автономное (независимое от станции) высокоточное ($2''$) ориентирование на Солнце. Астрофизические наблюдения проводились космонавтами, которые проходили специальную подготовку в КрАО. Одновременно с космическими наблюдениями в КрАО были организованы параллельные наземные наблюдения, которые проводились при оперативной связи с Центром управления полетом. Обработка всех полученных материалов выполнена в КрАО. В результате эксперимента получено свыше 600 УФ-спектров активных образований на Солнце и около двух тысяч его изображений, отождествлено более 100 эмиссионных линий в области спектра 970—1400 Å (Брунс, 1979; Брунс и др. 1979а, 1979б).

На высокоапогейных станциях «Прогноз-6» (1977) и «Прогноз-7» (1978) — в апогее станции удалялись от Земли на 200 000 км — был установлен УФ-спектрометр ГАЛАКТИКА с полем зрения $36 \text{ } \square$, созданный в КрАО совместно с Марсельской лабораторией космических исследований. В результате эксперимента для 26 площадок неба было получено более 4000 спектров фона неба в диапазоне спектра 1200—1900 Å. Данные со станций получались в Центре управления полетом как в режиме непосредственной передачи, так и в режиме записи. Большой наблюдательный материал и новые методы обработки данных позволили получить УФ-спектры галактического свечения в различных направлениях на небе, как на низких, так и на высоких галактических широтах. В результате анализа полученных спектров показано, что для галактических широт менее 30° УФ-фон хорошо согласуется с моделями диффузного галактического света; для широт более 30° наблюдается избыток свечения УФ-фона неба. В результате было установлено, что этот избыток УФ-свечения связан с излучением горячих и плотных образований водородного газа, который является источником и рентгеновской, и ультрафиолетовой эмиссии фона неба (Zvereva et al., 1982; Severny, Zvereva, 1983).

Первый внеатмосферный гелиосейсмологический эксперимент КрАО (совместно с французскими и швейцарскими учеными) — ИФИР был выполнен на межпланетной станции ФОБОС. Прибор — прецизионный фотометр — работал на пролетной части траектории станции на пути к Марсу. Уникальность эксперимента состояла в том, что на большом удалении от Земли, что исключало земные помехи, и, практически, непрерывно в течении 180 ч проводились измерения флюктуаций солнечного излучения, составляющие 1 миллионную долю от его среднего уровня. Полученные данные позволили рассчитать параметры глобальных колебаний Солнца с наилучшей на сегодняшний день точностью и выявить импульсные особенности изменения параметров колебаний со временем (Брунс и др., 1990; Брунс, Шумко, 1992). Продолжение исследований КрАО солнечных осцилляций яркости на более высоком экспериментальном уровне входит в программу исследований проекта «Марс-96/98» — эксперимент СОЯ. Повторение цикла измерений в течении ряда лет существенно повысит ценность каждого отдельного цикла, позволит проследить изменение характера осцилляций с 11-летним циклом солнечной активности и определить наличие и величину вариаций его параметров.

В 1983—1989 гг. был осуществлен крупнейший советский ультрафиолетовый эксперимент — космические наблюдения с астрофизической станции АСТРОН, оснащенной 80-см УФ-телескопом. К моменту запуска АСТРОНа лишь в американском эксперименте КОПЕРНИК использовался телескоп со столь большим зеркалом. АСТРОН был первым ультрафиолетовым телескопом, выведенным на высокую орбиту, которая уходила далеко за пределы магнитосферы Земли, что позволило снизить помехи до минимума и наблюдать весьма слабые объекты. В создании установленного на телескопе сканирующего спектрометра с вогнутой дифракционной решеткой непосредственное участие приняли сотрудники Марсельской лаборатории космических исследований. На станции АСТРОН были установлены рентгеновские счетчики, изготовленные сотрудниками Института космических исследований РАН. Сотрудники КрАО принимали самое активное участие на всех этапах этого эксперимента: в разработке его научной концепции и программы, в расчете, изготовлении и аттестации оптики телескопа, в разработке и изготовлении сканирующего спектрометра, в сборке и юстировке всего телескопа, в проведении сеансов связи с АСТРОНом в Центре дальней космической связи в Евпатории, в обработке и анализе полученных данных. Недавно вышла монография «Астрофизические исследова-

ния на космической станции АСТРОН» (Боярчук, 1994), в которой собран весь полученный в этом эксперименте материал. Именно на АСТРОНе исследователи нашей страны приобрели наиболее богатый опыт астрофизических наблюдений в космосе: с этого аппарата проведены многочисленные наблюдения распределения энергии в спектрах звезд; записаны профили спектральных линий, свидетельствующие о мощных истечениях вещества из звезд; оценены размеры горячих, невидимых с Земли компонентов в карликовых двойных системах, где происходят оптические и рентгеновские вспышки; оценены интенсивности излучения во многих эмиссионных линиях в спектрах внегалактических систем и в спектрах диффузных туманностей нашей Галактики; с рекордно высоким временным разрешением зарегистрированы вспышки в ультрафиолете на красной карликовой звезде; по наблюдениям молекулярных полос оценен темп испарения кометы Галлея; по изменениям в спектре Сверхновой 1987 г. в Большом Магеллановом Облаке зарегистрировано — существенно раньше, чем в других наблюдениях — появление продуктов термоядерного синтеза.

В результате этого эксперимента в КрАО был получен значительный опыт космических наблюдений в реальном времени и в автоматическом режиме управления космическим телескопом: все наблюдения на АСТРОНе велись в реальном времени и управление телескопом проводилось из Центра дальней космической связи (ЦДКС) в Евпатории с участием астрономов КрАО. Вся научная информация по УФ-наблюдениям оперативно — в течении суток — проходила первичную обработку в КрАО, что позволяло быстро корректировать дальнейшую программу наблюдений. Окончательная обработка наблюдательного материала и анализ полученных результатов по ультрафиолету полностью выполнены силами КрАО. Рассмотрение результатов, полученных на АСТРОНе, показало, что зеркальное покрытие крупногабаритной оптики, изготовленной в оптической мастерской КрАО, не имело эффектов деградации за весь длительный 6-летний период функционирования телескопа.

ПРОЕКТ «СПЕКТР-УФ»

В результате многолетней работы КрАО в области космических исследований на обсерватории создан научно-технический коллектив и организована техническая база для проведения дальнейших работ в этом направлении. Богатый опыт, накопленный при разработке, изготовлении и эксплуатации

станции АСТРОН, позволил приступить к более крупному эксперименту — созданию астрофизической станции «Спектр-УФ» с орбитальным космическим телескопом Т-170.

Проект «Спектр-УФ» состоит в создании долговременной орбитальной астрофизической обсерватории на базе космического аппарата-модуля «Спектр», разработанного в Научно-производственном объединении им. С. А. Лавочкина, которое ранее изготовило космическую платформу, использовавшуюся в эксперименте АСТРОН, и механическую конструкцию телескопа. Предполагается использовать этот модуль для проведения трех международных астрофизических экспериментов, которые перекроют практически весь диапазон электромагнитного неоптического излучения космических тел: «Спектр-РГ», «Спектр-УФ» и «Спектр-Радио». Космический модуль «Спектр» позволит вывести на орбиту телескоп диаметром около 2 м с общим весом научного оборудования до 2.5 тонн. Аппарат будет иметь весьма высокую точность ориентации и стабилизации, что очень существенно при астрофизических наблюдениях, он будет выведен на высокоапогейную орбиту с периодом около 7 сут, что исключит вредное влияние радиационных поясов и магнитосферы Земли на работу электронных систем и обеспечит длительный срок проведения эксперимента. Работа на значительном удалении от Земли позволит проводить наблюдения с многочасовыми экспозициями, недоступными для крупнейшего ныне космического телескопа Хаббла.

Эксперимент «Спектр-УФ» планируется провести в рамках широкого международного сотрудничества с участием Украины, России, Италии, Германии и возможно некоторых других стран. На сегодняшний день распределение работ по проекту «Спектр-УФ» между его участниками таково.

Украина:

Крымская астрофизическая обсерватория — расчет, изготовление, аттестация и сборка оптики телескопа Т-170, разработка всего научного оборудования телескопа Т-170 — комплекса спектрометров и камеры поля, его научное и технологическое обоснование, экспертная оценка независимых предложений по этим вопросам других участников эксперимента, сборка и испытания научного оборудования, наземные испытания всего комплекса, участие в составлении и проведении технологических испытаний аппарата на орбите и научной программы эксперимента, создание регионального центра обработки научной информации.

Главная астрономическая обсерватория НАНУ

разрабатывает поляризационную оптику инструментального отсека и участвует в составлении научных программ эксперимента.

Россия:

Институт астрономии и Институт космических исследований Российской академии наук, Научно-производственное объединение им. С. А. Лавочкина (Москва) и Ижевский научно-исследовательский центр «Восход» — расчет, изготовление, сборка и испытания КА, разработка и изготовление наземных средств поддержки эксперимента и системы автономного гидирования телескопа Т-170, бортовая электроника, участие в составлении и проведении технологических испытаний аппарата на орбите и научной программы эксперимента, астрометрическое обеспечение эксперимента. Работа российских участников эксперимента «Спектр-УФ» координируется Институтом астрономии РАН во главе с академиком А. А. Боярчуком, который был научным руководителем эксперимента АСТРОН.

Италия:

Разработка и изготовление роуландовского комплекса спектрометров и системы точного гидирования.

Германия:

Разработка и изготовление комплекса спектрометров высокого разрешения и спектрометра с высокой щелью.

Каждый участник эксперимента получит долю наблюдательного времени, пропорциональную финансовому вкладу в создание космического аппарата и наземное обеспечение эксперимента.

Рассмотрим более подробно основные составные части проекта «Спектр-УФ», в котором предполагается использование:

- высококачественной оптики;
- высокоточной системы наведения и стабилизации;
- комплекса современных приборов для анализа и регистрации собираемого телескопом УФ-излучения;
- современной бортовой вычислительной техники с бортовой памятью большой емкости;
- высокинформативной линии связи «Земля — борт».

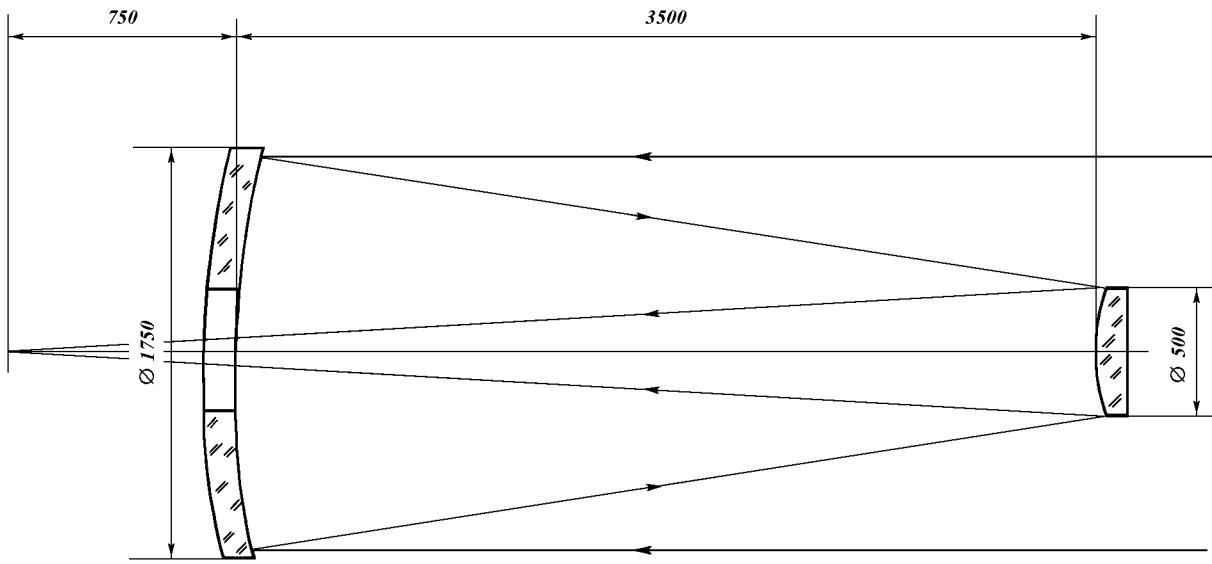


Рис. 1. Оптическая схема телескопа Т-170

ТЕЛЕСКОП Т-170

Телескоп Т-170 создается как универсальный прибор для регистрации УФ-излучения различных небесных тел. В его механическую конструкцию заложены многие идеи, опробованные в эксперименте АСТРОН.

В качестве оптической схемы Т-170 выбрана классическая двухзеркальная схема Ричи—Кретьена с диаметром главного зеркала 1.7 м и расстоянием между вершинами главного и вторичного зеркал 3.5 м (рис. 1). При фокусном расстоянии оптической системы 17 м масштаб изображения в его фокальной плоскости составит 82"/мм. При изготовлении зеркал доводка оптических поверхностей будет проводиться реализованным в КрАО методом ионной обработки в вакууме; это позволит получить высокую точность формы оптической поверхности со средним квадратическим отклонением от расчетной поверхности не более 100 \AA , что на порядок меньше самой короткой рабочей длины волны в эксперименте. Главное вогнутое гиперболическое зеркало будет изготовлено тонким — всего 10 см — равнотолщинным мениском. Это позволит осуществлять коррекцию формы зеркала на орбите, для чего в КрАО проводится разработка специального технологического оснащения телескопа и математического обеспечения этого процесса. Центральная часть зеркала будет иметь отверстие около 660 мм. Оба зеркала будут снабжены блен-

дами, которые — вместе со специальной кососрезанной блендой, устанавливаемой в рабочем положении перед тубусом после выведения аппарата на орбиту — будут существенно ослаблять рассеянный свет от Солнца, Луны и Земли.

Рабочие поверхности оптики телескопа будут покрыты алюминием и фтористым магнием, что обеспечит эффективную работу оптической схемы вплоть до 900 \AA .

СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ

Помимо стабилизации всего космического аппарата с точностью 2", в эксперименте «Спектр-УФ» будет реализована автономная система гидирования: при уходе изображения исследуемого объекта с входной диафрагмы регистрирующей аппаратуры в небольших пределах — до 20" — эта система будет удерживать его в заданном месте фокальной плоскости с точностью 0.2" с помощью соответствующего поворота вторичного зеркала по двум осям вокруг так называемой нейтральной точки. Такая система тонкого гидирования впервые в космическом эксперименте была реализована на АСТРО-Не. Как показывают расчеты (рис. 2) при работе автономной системы гидирования в указанном диапазоне качество изображения практически не ухудшается: на оси телескопа оно должно оставать-

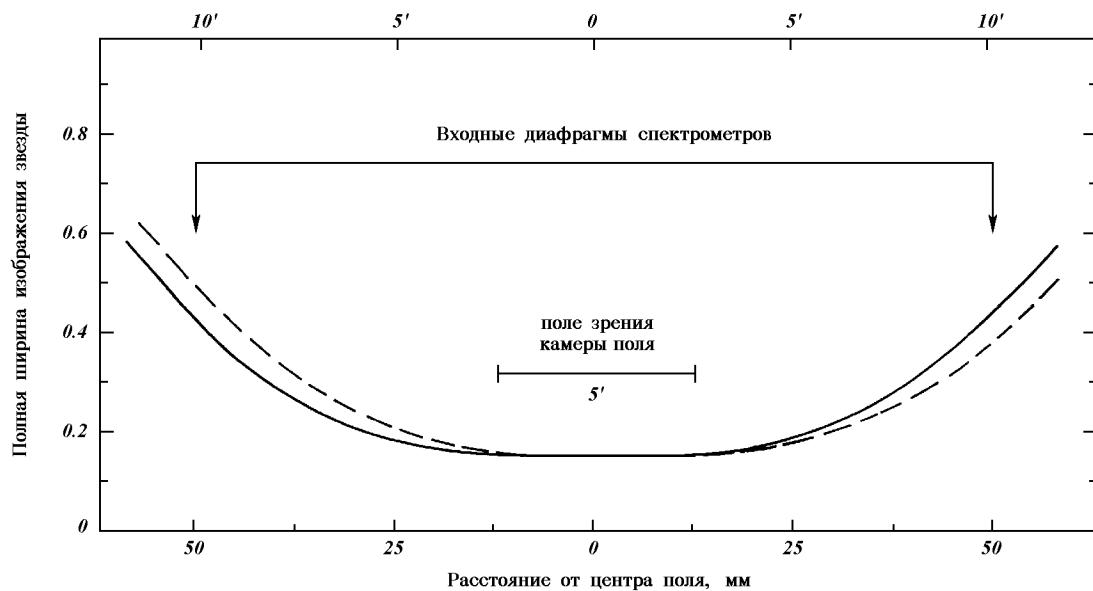


Рис. 2. Качество изображения точечного источника на фокальной поверхности Т-170 при гидировании вторичным зеркалом. Сплошная линия — центрированная система Т-170, пунктирная линия — с компенсацией ухода звезды на $20''$ поворотом вторичного зеркала вокруг нейтральной точки

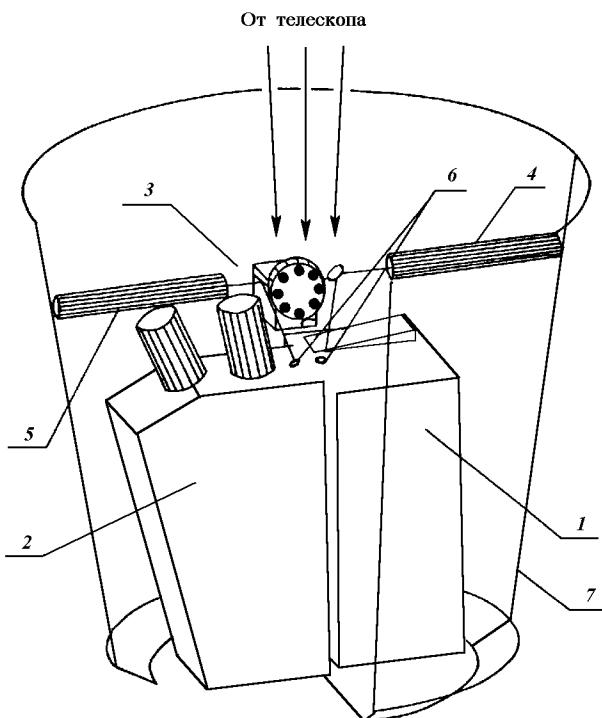


Рис. 3. Расположение приборов в инструментальном отсеке: 1 — двойной спектрометр высокого разрешения, 2 — роуландовские спектрометры, 3 — камера поля с фильтрами, 4 — датчик гида двойного спектрометра высокого разрешения, 5 — датчик гида роуландовских спектрометров, 6 — входные щели спектрометров, 7 — оболочка инструментального отсека.

ся близким к дифракционному, а на расстоянии $10'$ от оси, где расположены входные щели спектрометров, оно будет не хуже $0.5''$.

ПРИБОРЫ АНАЛИЗА И РЕГИСТРАЦИИ УФ-ИЗЛУЧЕНИЯ

Как уже отмечалось, универсальность проектируемого УФ-телескопа Т-170 состоит в том, что с его помощью можно будет решать самые разнообразные астрофизические задачи: изучать точечные и протяженные объекты, получать прямые изображения таких объектов и их спектры, причем детальные спектры ярких объектов дадут возможность исследовать химический состав и структуру звездных атмосфер, тогда как спектры с низким разрешением позволят оценить физические условия и характер движения в атмосферах более слабых звезд и в далеких звездных системах. Естественно, что для решения столь широкого круга задач необходим целый комплекс аппаратуры, которая будет анализировать и регистрировать излучение, собранное оптической системой Т-170. Такая аппаратура будет состоять из камеры поля для получения прямых изображений и двух комплексов спектральных приборов и будет собрана в инструментальном отсеке космического аппарата (рис. 3).

Камера поля будет установлена на оси телескопа Т-170, где реализуется наилучшее изображение. В схеме, разрабатываемой в КрАО и Институте астрономии РАН, предусматривается два режима — в одном будет строиться прямое изображение области неба диаметром около 4', даваемое телескопом Т-170 с указанным выше масштабом, во втором — с 10-кратным увеличением будет строиться изображение отдельных, наиболее интересных объектов. Камера поля будет снабжена набором светофильтров для регистрации изображений в выбранных спектральных полосах.

В фокальной плоскости телескопа по обе стороны от его оси на расстояниях 5 см будут расположены входные щели спектральных приборов. УФ-спектр ярких объектов можно будет регистрировать в одном из двух спектрометров высокого разрешения: один из них будет работать в диапазоне длин волн от 1150 до 1800 \AA , другой — от 1800 до 3500 \AA . Оба спектрометра эшелльного типа, но в первом случае вторичным диспергирующим элементом будет служить вогнутая дифракционная решетка, во втором — призма. Разработка этих приборов в течение ряда лет велась в КрАО и в Институте оптики и спектроскопии в Берлине. После критического рассмотрения предложенных схем была выбрана немецкая модель, в которой были учтены и предложения крымских разработчиков. Вторая входная щель будет использоваться комплектом роуландовских спектрометров, разрабатываемых итальянскими учеными. Здесь предполагается установить спектрометр среднего разрешения для лаймановского диапазона $\lambda\lambda$ от 900 до 1200 \AA , и спектрометры среднего, низкого и очень низкого разрешения для диапазона $\lambda\lambda$ от 1200 до 3400 \AA или 4000 \AA . Для роуландовских спектрометров также существуют конкурирующие схемы, но выбор между ними еще не сделан. Прорабатывается возможность установки поляризационной оптики как в камере, так и в спектрографах. В качестве светоприемников во всех случаях будут использоваться современные гибридные детекторы изображений.

Работа всех научных приборов на борту будет контролироваться блоком управления научных данных, который является интерфейсом между научными приборами и служебными системами аппарата «Спектр». Блок управления научными данными будет обеспечивать предварительную обработку информации, получаемой от научных приборов, в центральном бортовом процессоре, запись данных в память для временного их хранения на борту, формирование телеметрического кадра для его последующей передачи в наземный комплекс по высокинформативному радиоканалу.

НАЗЕМНЫЙ КОМПЛЕКС ЭКСПЕРИМЕНТА «Спектр-УФ»

Астрофизическая обсерватория «Спектр-УФ» будет работать круглосуточно как в режиме непосредственной связи с Землей, так и в автономном режиме. Управление аппаратом будет проводиться из Центра дальней космической связи (ЦДКС) в Евпатории. В КрАО начато создание специализированного центра для получения и обработки научной информации. Для оперативной передачи данных из ЦДКС в КрАО создается специальная радиорелейная линия. Предполагается производить обмен информацией с аналогичными центрами, создающимися в России и в Италии. Структурная схема наземного комплекса и его место в составе наземных средств управления представлены на рис. 4.

На конец 1994 г. состояние проекта «Спектр-УФ» в тех разработках, где участвует КрАО, было следующим.

Составлена научная программа исследований с помощью Т-170: отобран ряд проблем физики звезд, звездных систем, межзвездной среды и тел Солнечной системы, а в ряде случаев — и конкретные объекты наблюдения, которые следует провести в первую очередь.

Принята принципиальная схема компоновки Т-170 на космическом аппарате «Спектр» (рис. 5). Комплекс «Спектр-УФ» прошел стадию эскизного проектирования, и сейчас специалисты НПО им. Лавочкина разрабатывают рабочие чертежи отдельных узлов и деталей комплекса.

На НПО им. Лавочкина изготовлена оправа главного зеркала Т-170 — основная несущая деталь телескопа — и проведены ее испытания. В КрАО изготовлен первый экземпляр 1.7 м ситаллового зеркала, и оно отправлено в Москву для проведения в ближайшее время виброиспытаний зеркала в оправе.

В КрАО проведены все необходимые расчеты, связанные с изготовлением оптики Т-170 — расчеты оптики самого телескопа и всех дополнительных оптических систем для технологического и аттестационного контроля.

В КрАО разработана методика обработки оптических поверхностей ионными пучками и начато создание специальной вакуумной установки для выполнения такой обработки оптики Т-170.

В Крыму, Москве, Германии и Италии ведется разработка приборов для инструментального отсека — камеры поля и спектрометров.

О проекте «Спектр-УФ» информирована мировая астрономическая общественность (Rodono et al., 1991; Gershberg, 1992; Boyarchuk and Tanzi, 1993).

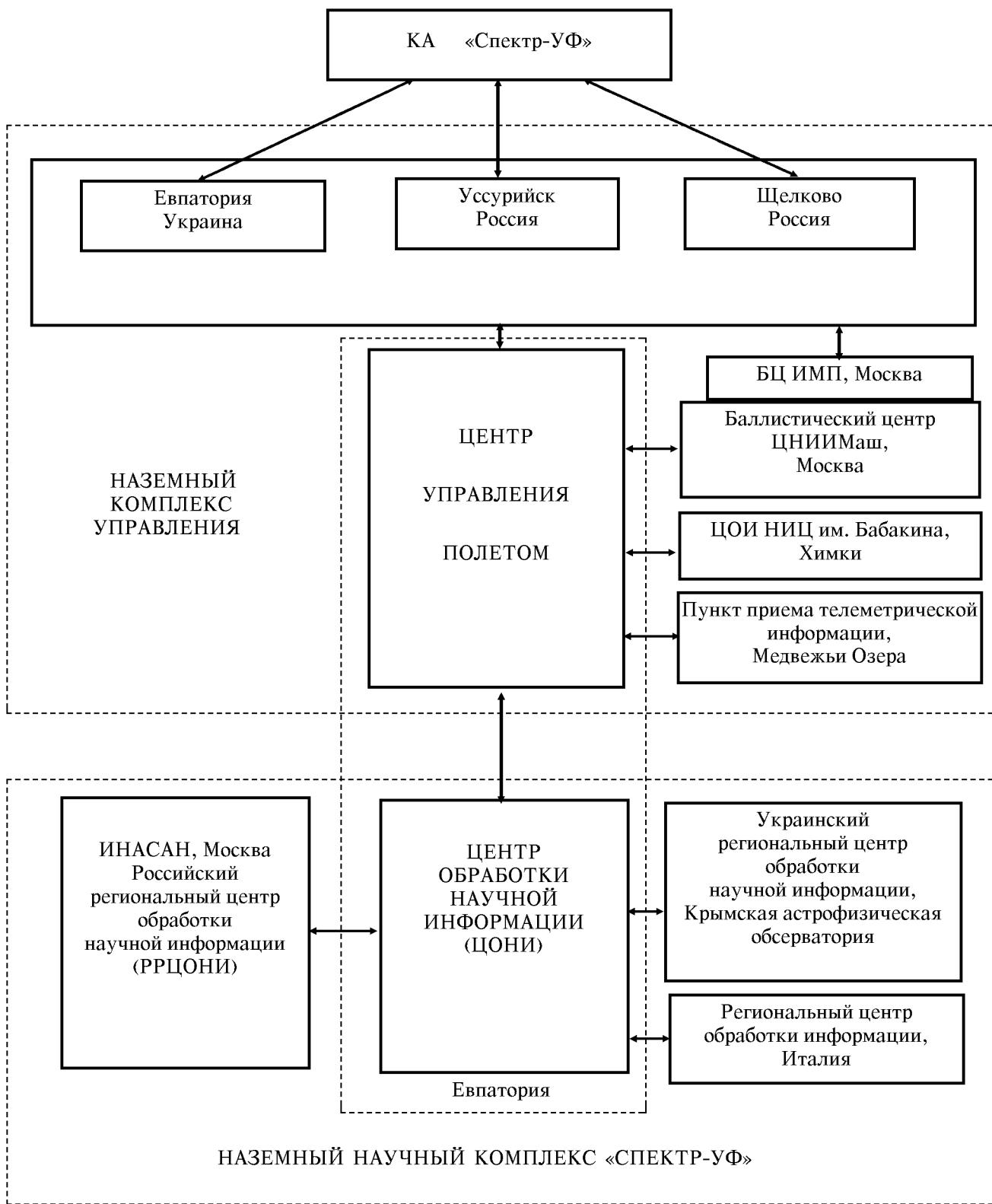


Рис. 4. Структурная схема наземного комплекса проекта «Спектр-УФ»

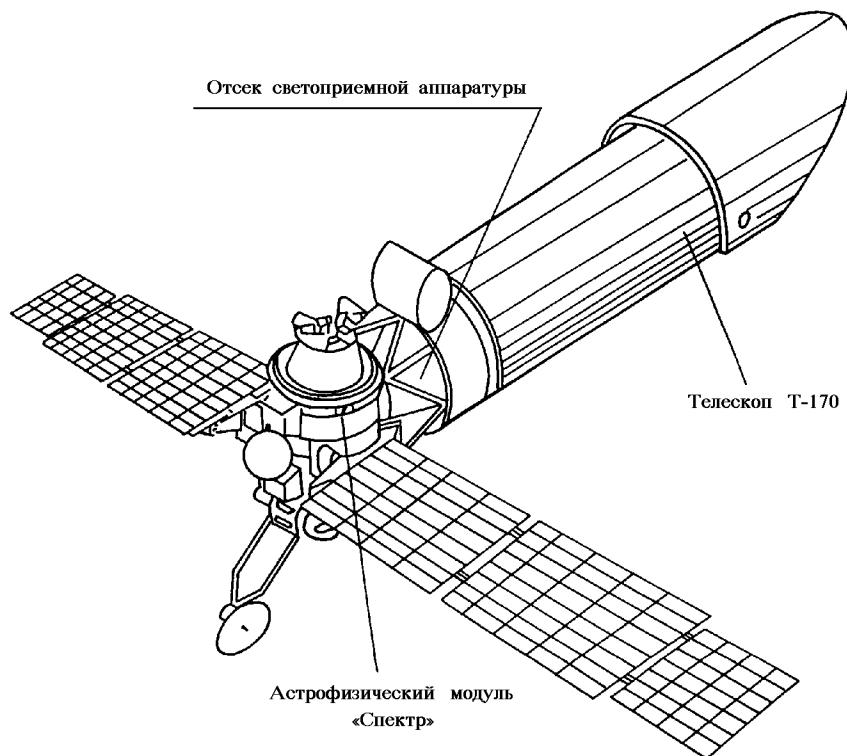


Рис. 5. Общий вид аппарата «Спектр-УФ» с научным оборудованием

Наблюдения на космической обсерватории «Спектр-УФ» будут доступны всем астрономам Украины, наряду с учеными других стран-участниц проекта. Научный программный комитет, в который войдут представители украинских обсерваторий, при разработке программы наблюдений будет руководствоваться главным критерием — актуальностью и научной целесообразностью предложенной темы исследований. В течение первого года после получения наблюдательных данных авторы программы будут иметь право распоряжаться полученными материалами наблюдений. По истечении этого срока данные наблюдений будут передаваться любому ученому, желающему использовать их в своей научной работе.

Реализация проекта «Спектр-УФ» позволит получить важные новые астрофизические результаты, а Украина войдет в семью ведущих держав, участвующих в астрономических исследованиях и мирном использовании космоса.

- Боярчук А. А. (ред.) Астрофизические исследования на космической станции АСТРОН. — М.: Наука, 1994.—416 с.
- Брунс А. В. Устройство орбитального солнечного телескопа станции «Салют-4» // Изв. Крым. астрофиз. обсерватории.—1979.—59.—С. 31—56.
- Брунс А. В., Бонне Р., Делябдинер Ж. П. и др., Результаты исследования осциляций яркости Солнца с борта межпланетной станции «Фобос-2» // Письма в Астрон. журн.—1990.—16, № 4.—С. 330.
- Брунс А. В., Гречко Г. М., Губарев А. А. и др. Результаты спектральных исследований солнечных активных областей на «Салюте-4» // Изв. Крым. астрофиз. обсерватории.—1979а.—59.—С. 3—30, С. 31—56.
- Брунс А. В., Сидоров Г. Г., Стешенко Н. В. Ультрафиолетовый спектрограф орбитального солнечного телескопа станции «Салют-4» // Изв. Крым. астрофиз. обсерватории.—1979б.—59.—С. 57—63.
- Брунс А. В., Шумко С. М. Тонкая временная структура 5-минутных колебаний яркости Солнца по наблюдениям с борта КА «Фобос» // Изв. Крым. астрофиз. обсерватории.—1992.—85.—С. 20.
- Димов Н. А., Зверева А. М., Северный А. Б. Внеатмосферные наблюдения светимости неба со спутников Космос-51 и Космос-213 // Изв. Крым. астрофиз. обсерватории.—1972.—45.—С. 53—89.

- Зверева А. М., Северный А. Б., Терез Э. И. Измерения яркости лунного неба на Луноходе-2 // Космич. исследования.—1974.—12, вып. 6.—С. 910—916.
- Зверева А. М., Северный А. Б., Терез Э. И. Результаты исследований яркости лунного неба, полученные с помощью астрофотометра АФ-ЗЛ, установленного на Луноходе-2 // Изв. Крым. астрофиз. обсерватории.—1975.—53.—С. 3—28.
- Прокофьев В. К. Измерения далекого ультрафиолетового излучения на Солнце // Искусственные спутники Земли.—1961.—Вып. 11.
- Boyarchuk A. A., Tanzi E. G. SPECTRUM-UV Project // Mem. Soc. Astron. Ital.—1993.—64.—P. 263.
- Bruno A. V., Prokofiev V. K., Severny A. B. On the contribution of solar activity to the ultraviolet spectrum of the Sun // Ultraviolet observations: IAU Symp. N 36.—1969.—P. 187—190.
- Gershberg R. M. The SPECTRUM-UV Project for the Space Astrophysical Observatory // Cool stars, stellar systems, and the Sun: Proc. 7th Cambridge workshop / Eds M. S. Giampapa and J. A. Bookbinder // Astron. Soc. Pacific Conf. Ser.—1992.—26.—P. 652.
- Rodono M., Tanzi E. G., Boyarchuk A. A., Steshenko N. V. // Angular momentum evolution of young stars. NATO Adv.res. workshop / Eds S. Catalano and J. Stauffer. — Dordrecht: Kluwer, 1991.—P. 405.
- Severny A. B., Zvereva A. M. Possible interpretation of UV-sky background radiation observed in space experiment “Galaktika” // Astrophys. Lett.—1983.—23.—P. 71—77.
- Zvereva A. M., Severny A. B., Granitzky L. V. et al. Ultraviolet Spectrum of the Sky Background at Different Galactic Latitudes // Astron. and Astrophys.—1982.—116.—P. 312—322.

Комплексные
свойства
космических
и
космического
исследования
материалов
аппаратов
под
воздействием
пространства
физико-механических
светопоглощающих
проектов
факторов
покрытий
«Марс-96»

В. В. Абраимов¹, Н. Н. Агашкова¹, Л. Боне³, И. В. Будняк¹,
Н. И. Величко¹, А. В. Кревсун¹, В. И. Костенко², Ф. Лура³, А. М. Маркус¹

¹Фізико-технічний інститут низьких температур ім. Б. І. Веркіна НАН України, Харків

²Інститут космічних досліджень РАН, Москва

³Інститут космічної сенсорики DLR, Берлін

Надійшла до редакції 02.01.95

В работе проведено комплексное исследование физико-механических свойств четырех типов перспективных композиционных материалов светопоглощающих покрытий в условиях, максимально приближенных к условиям открытого космического пространства. Показано, что физико-химические процессы, протекающие в облученных материалах различны для разных видов излучения, и зависят от типа излучения и его энергии, дозы облучения, а также структурного и химического строения полимера. На основании анализа большого объема экспериментальных фактов сделан вывод о том, что наиболее перспективным материалом в качестве основы для светопоглощающих покрытий, а также других композиционных материалов, предназначенных для применения в условиях космического пространства, при воздействии излучения Солнца ВУФ-излучения, излучений протонов и электронов радиационных поясов Земли, является полиимид, который наряду с максимальной радиационной стойкостью обладает также пластичностью при температурах 4.2 К, в отличие от большинства других полимерных материалов. Высказано предположение о возможном квантовом характере пластичности полиимида при $T \sim 4.2$ К.

ВВЕДЕНИЕ

Интенсивное развитие космической техники поставило целый ряд сложных и комплексных задач перед космическим материаловедением (Вернов, 1983; Фойербахер и др., 1989) по созданию новых перспективных конструкционных материалов с заданными свойствами, исследованию их физико-механических свойств, выдаче научно обоснованных рекомендаций по применению этих материалов в элементах конструкций космических аппаратов, изучению их работоспособности в весьма «жестких» и экстремальных условиях при воздействии на них факторов космического пространства, а

также по прогнозированию поведения материалов в космосе при их длительной эксплуатации (5–10 лет). Основными факторами космического пространства (ФКП) являются:

- глубокий вакуум (10^{-6} – 10^{-7} торр);
- электромагнитное излучение Солнца (ЭМИС), включая вакуумное ультрафиолетовое излучение (ВУФ) в интервале длин волн 5–2500 нм;
- воздействие на материалы протонов и электронов искусственных и естественных радиационных поясов Земли;
- воздействие многократного изменения температуры в широком интервале (4.2–400 К) и др.

В этой связи применяемые в настоящее время в

космической технике новые конструкционные материалы, а также изделия из них, не всегда позволяют достичь требуемого уровня стабильности их механических, оптических, диэлектрических, адгезионных и других физических свойств при эксплуатации этих материалов в условиях воздействия перечисленных выше факторов космического пространства.

Особенно остро указанная проблема надежности и долговечности новых конструкционных материалов встает в связи с их применением в космических аппаратах (КА) нового поколения, разрабатываемых в настоящее время в рамках ряда международных проектов: «Марс-96» (см. «Марс-94», 1992), «Регата» и др. В данных КА предполагается широкое использование новых типов композиционных материалов, в частности — черных светопоглощающих покрытий (ЧП) с высокими коэффициентами поглощения ($\varepsilon^* = 0.95—0.97$) в видимом и ИК-диапазонах спектра ($\lambda = 0.4—25$ мкм). Данные материалы предполагается изготавливать на основе полимерных пленок (майлар, фторопласт, полимиид и их композиции). В качестве покрытий предполагается использовать пленки из органических (клей, лаки и т. п.) и неорганических (например, низковакуумный конденсат алюминия) материалов. К данным материалам предъявляются жесткие требования по их работоспособности в условиях открытого космоса, основные из которых следующие: высокая стабильность механических свойств после воздействия радиации; стабильность оптических параметров покрытий; высокая стабильность адгезионных свойств покрытий к полимерной основе; потеря массы материалов за время эксплуатации не должна превышать 1.5 %.

Дополнительный интерес к данному классу материалов (композитам) обусловлен тем обстоятельством, что ранее авторами (Абраимов и др., 1992; Абраимов и др., 1993; Abraimov et al., 1993; Бочаров и др., 1976) проводились исследования влияния комплекса ФКП на ряд физико-механических свойств однофазных систем (чистых полимерных материалов). В данной же работе предпринята попытка проследить особенности поведения под влиянием ФКП более сложных объектов, состоящих из двух и более фаз, — металл-полимерных и полимер-полимерных слоистых структур. Естественно предположить, что межфазные границы в таких объектах могут оказывать влияние на радиационно-физические и другие процессы, происходящие в материалах под воздействием ФКП, и, как следствие этого, на результирующие изменения физико-механических свойств.

В работе проведены комплексные исследования

влияния ряда сильнодействующих ФКП на физико-механические свойства перспективных композиционных материалов: механических, оптических, структурных в широком интервале температур 4.2—340 К. На основании проведенных исследований высказаны предположения о возможных механизмах деградации материалов под воздействием ФКП и выданы научно-обоснованные рекомендации по применению данных материалов в космических аппаратах нового поколения. Именно это и составило цель настоящих исследований и их новизну.

МЕТОДИКИ ЭКСПЕРИМЕНТОВ И ОБЪЕКТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для решения поставленных задач реализован ряд методик по наземной ускоренной имитации следующих основных ФКП:

1. *Воздействие на материалы ЭМИС и ВУФ-излучения в диапазоне длин волн 5—2500 нм эквивалентными дозами 1 год.* Данная имитация отсутствует в странах СНГ и ESA (Вернов, 1983). Имитатор позволяет проводить одновременное облучение образцов ЭМИС ($\lambda = 200—2500$ нм) и ВУФ-излучением ($\lambda = 5—200$ нм). Его особенностью является возможность исследования ряда физико-механических свойств материалов непосредственно под пучком в вакууме (*in situ*): механических, электрофизических свойств, потери массы, процессов газовыделения. На рис. 1 приведен общий вид имитатора, состоящего из следующих основных систем: имитатора излучения Солнца 1; источника ВУФ-излучения 7; вакуумной камеры 3; системы предварительной откачки 9, криогенной системы откачки 8, 11; деформационного устройства 2, 6 для получения кривых упрочнения $\sigma(\varepsilon)$ непосредственно под пучком; системы подачи образцов 10; масс-спектрометра РОМС-4 (5). В качестве источника излучения в области длин волн от ИК до ближнего УФ (200—2500 нм) использовали аппарат «Искусственное Солнце» ИС-160 с ксеноновой лампой типа ДКСШРБ-3000, спектр излучения которой близок к спектру Солнца. Измерение освещенности производилось с помощью люксметра Ю-16; УФ-часть спектра контролировали фотоэлементом Ф-7. Световой поток на облучаемые материалы составлял 14 Вт/см², что соответствует единичной солнечной интенсивности.

Для имитации солнечного излучения в области вакуумного ультрафиолета (5—200 нм) в ФТИНТ НАНУ модернизирован имитатор ВУФ-излучения, созданный на базе газоструйного источника света

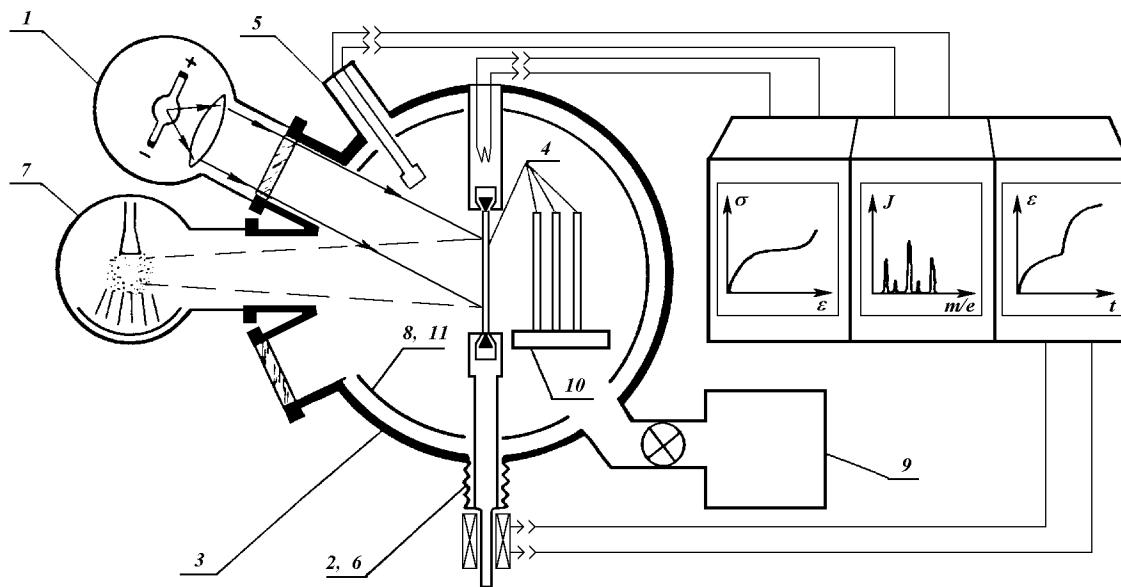


Рис. 1. Схема имитатора для одновременного облучения образцов ЭМИС и ВУФ-излучением: 1 — имитатор Солнца ИС-160; 2 — деформационное устройство; 3 — вакуумная камера; 4 — образец; 5 — масс-спектрометр РОМС-4; 6 — приставка для изучения ползучести материалов; 7 — источник ВУФ-излучения ГИС1 в интервале 5—200 нм; 8 — криогенная система откачки; 9 — система откачки (форвакуум, высокий вакуум); 10 — механизм подачи образцов; 11 — холодный экран (77—4.2 К)

(рис. 2), подробно описанный в работе Абраимова и др. (1993), с параметрами:

- интенсивность ВУФ-излучения в интервале длин волн 5—200 нм $I = (1-4) \cdot 10^{-2}$ Вт/см²;
- спектр излучения ВУФ-имитатора максимально приближен к спектру Солнца.

Имитатор оснащен рядом физических методик, позволяющих измерять следующие свойства материалов:

- комплекс деформационных машин МРК-1 и Э-71 для исследования механических свойств материалов в условиях активной деформации и ползучести в интервале температур 4.2—300 К. Подробное описание этих методик содержится в работе Бочарова и др. (1976);
- методики по исследованию электрофизических и резистивных свойств материалов.

Для исследования структуры поверхности материалов методами оптической и растровой микроскопии в работе использовали микроскопы МИМ-8, МБС-9, РЭМ-200У. Для изучения оптических и терморадиационных характеристик использовали термометр ТРМ-И и спектрофотометры ФМ-59 и ФО-1 (Абраимов и др., 1992).

2. Облучение материалов протонами (p^+) и электронами (e^-) искусственных и естественных

радиационных поясов Земли с энергиями 160 кэВ эквивалентными дозами до одного года, т. е. с полным флюенсом частиц $D = 10^{16}$ част/см². Для этой цели использовали протонно-электронный инжектор ПЭИ-1 (Маркус и др. 1986). Облучение производили раздельно и совместно в вакууме 10^{-6} торр.

3. Термоциклизование объектов исследований производилось по методике, описанной Абраимовым и др. (1989), в вакууме 10^{-6} торр в интервалах температур 4.2—300 К; 77—300 К в зависимости от использования жидкого гелия или азота.

Объектами исследования являлись четыре типа композиционных материалов со светопоглощающими покрытиями, схемы которых представлены на рис. 3 (а также чистые пленки полиимида ПМ-А толщиной 40 мкм).

Композит 1: Полиимида пленка из материала ПМ-20 толщиной 20—40 мкм с двусторонним неорганическим покрытием низковакуумного конденсата алюминия (НВК Al) толщиной 2 мкм, представляющего собой смесь чистого алюминия и оксида Al_2O_3 с развитой пористой поверхностью, обеспечивающей высокий коэффициент поглощения в видимой области ($A_s = 0.97-0.98$);

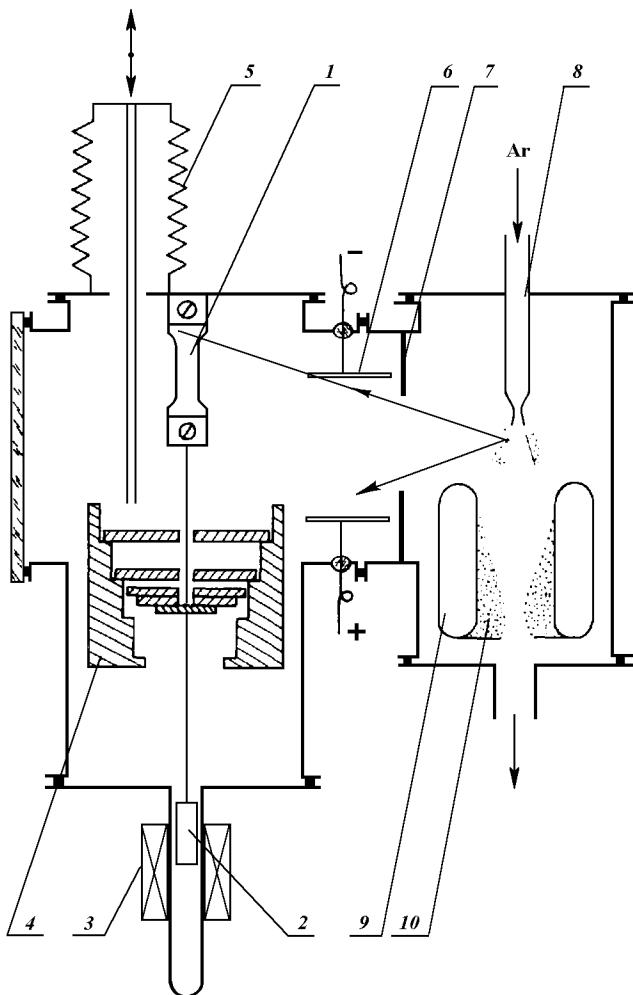


Рис. 2. Схема модернизированного имитатора ВУФ-излучения: 1 — образец; 2 — сердечник индуктивного датчика; 3 — катушка индуктивности; 4 — нагружающее устройство; 5 — сильфон; 6 — конденсатор; 7 — заслонка; 8 — сопло Лаваля

Композит 2: Пленка из полиэтилентерефталата (ПЭТФ) толщиной 20 мкм с двусторонним черным покрытием на основе композиции: мелкодисперсный углерод + клей, толщиной 5 мкм;

Композит 3: Полиимидная пленка ПМ-1-ЭА, армированная аримидной тканью с двусторонним покрытием типа (мелкодисперсный углерод + клей);

Композит 4: Полиимидная пленка ПМ-А толщиной 40 мкм с покрытием: около 30 % мелкодисперсного углерода в полиимидном лаке ПАК-1 толщиной 10 мкм.

Данные материалы подвергались воздействию вы-

Тип	СХЕМА ПОКРЫТИЙ	A_s	ε
1	 1, 3 — черное покрытие $Al + Al_2O_3$ (2–3 мкм) 2 — полимерная пленка ПМ-20 (20–40 мкм)	0.97 – 0.98	0.79 – 0.84
2	 1, 3 — черное покрытие (сажа + клей) 2 — пленка ПЭТФ (20 мкм)	0.96	0.76 – 0.78
3	 1, 4 — черное покрытие (сажа + клей) 2 — ПМ-1-ЭА 3 — аримидная ткань	0.95 – 0.96	0.81 – 0.83
4	 1, 3 — черное покрытие (30 % сажи в лаке ПАК-1) $d = 10$ мкм 2 — полимерная пленка (40 мкм)	0.97	0.83 – 0.84

Рис. 3. Схемы исследованных композиционных материалов

шеперечисленных сильнодействующих ФКП; до и после воздействия контролировались следующие физические свойства.

- Механические:** в работе регистрировали кривые деформационного упрочнения материалов $\sigma(\varepsilon)$, в результате обработки которых получены данные о влиянии ФКП на основные параметры пластической деформации: σ_t — предел текучести; σ_p — предел прочности; ε_Σ — деформационная способность (максимальная степень деформации материала, за которой следует его разрушение); E — модуль Юнга материалов.
- Оптические:** до и после воздействия ФКП измеряли коэффициент черноты ε^* и коэффициент поглощения в видимой области A_s ;
- Структурные:** методами оптической и растровой электронной микроскопии изучались изменения структуры поверхности покрытий под влиянием ФКП.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

На рис. 4—9 приведены типичные кривые деформационного упрочнения исследованных материалов при температурах 4.2 К, 77 К, 300 К и 340 К (рабочая температура). Каждая кривая построена по данным измерений на 4—5 образцах. Температуры измерения, вид облучения и доза (время) облучения обозначены на рисунках. На рис. 4—6 также указана ориентация образцов перпендикулярно (\perp) и параллельно (\parallel) текстуре пленки.

В таблице приведены результаты измерения оптических (A_s — коэффициент поглощения в видимой области) и терморадиационных (ε^* — коэффициент черноты) характеристик и потери массы светопоглощающих покрытий.

Проанализируем данные результаты последовательно для каждого из исследованных материалов.

Композит 1

Сравнение кривых 1, 2 и 3 рис. 4 показывает, что облучение данного материала электромагнитным излучением привело к его разупрочнению, что проявилось в снижении предела текучести σ_t и уменьшении деформирующих напряжений вдоль всей кривой $\sigma(\varepsilon)$. Заметим, что деформационная способность ε_Σ после воздействия ЭМИС и ВУФ увеличивается, т. е. данный вид облучения, а возможно, и отжиг при нагреве, пластифицирует пленку полииамида. Изменяется также и характер кривых упрочнения $\sigma(\varepsilon)$. Одностадийная кривая упрочнения $\sigma(\varepsilon)$ полииамида, характерная для частично кристаллических полимеров, переходит в S-образную кривую после облучения образцов, характерную для аморфных полимеров. Это дает основание высказать предположение, что электромагнитное излучение (ЭМИС+ВУФ) увеличивает концентрацию аморфной фазы материала, т. е. приводит к аморфизации структуры полииамида.

Сравнение кривых 6 и 7 показывает, что увеличение дозы протонно-электронного облучения от 10^{15} част./см 2 до 10^{16} част./см 2 приводит к упрочнению данного материала (увеличению σ_t , σ_p , E), что указывает на происходящую сшивку полииамида (Залюбовский и др., 1988). При этом деформационная способность ε_Σ резко уменьшается, что свидетельствует о значительном охрупчивании полииамида после корпускулярного облучения, происходящем, по-видимому, вследствие деструкции полимера. Видно также, что деформационная способность изменяется после облучения сильнее, чем предел прочности. Более высокая чувствительность параметра ε_Σ к облучению может объясняться тем, что

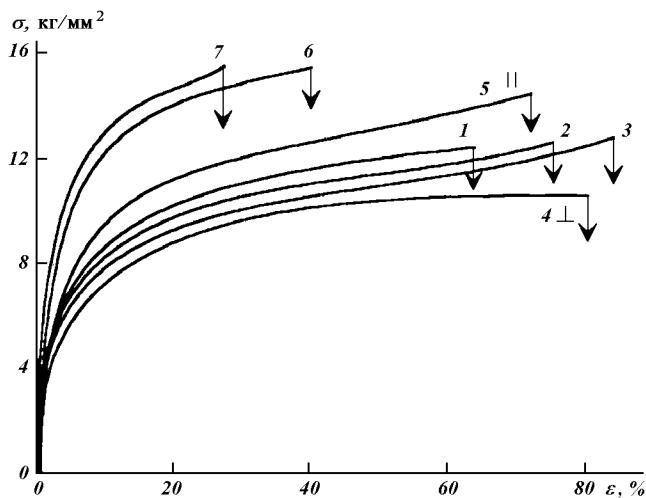


Рис. 4. Кривые деформационного упрочнения Композита 1 при $T = 300$ К и $T = 340$ К до и после воздействия ФКП: 1 — исходный материал параллельной ориентации; $T = 340$ К; 2 — образец, облученный годичной дозой ВУФ-излучения; $T = 340$ К; 3 — образец, облученный ЭМИС и ВУФ в течение 100 ч; $T = 340$ К; 4 — исходный образец перпендикулярной ориентации; $T = 290$ К; 5 — исходный образец параллельной ориентации; $T = 290$ К; 6 — образец, облученный протонами и электронами дозой 10^{-15} ч/см 2 ; 7 — образец, облученный протонами и электронами дозой 10^{-16} ч/см 2

оба процесса, происходящих при облучении — разрыв цепей и их сшивание — приводят к снижению эластичности полимера, в то время как на прочность они влияют противоположным образом: распад снижает, а сшивание увеличивает прочность. Этот результат находится в качественном согласии с литературными данными (Залюбовский и др., 1988; Иванов, 1988).

Отметим особенности поведения черного покрытия на полииамидной пленке в процессе деформации. Для пленок $d = 40$ мкм при степени деформации 10—12 % и для пленок $d = 20$ мкм — при 25—30 % наблюдалось начало отслоения покрытий от основы. Это наблюдалось как на исходных, так и на облученных образцах. По нашему мнению, возможны две причины отслоения покрытий. Первая — упругое отслоение покрытия от поверхности пленки ввиду потери адгезионной прочности; вторая — дополнительный механизм, обусловленный силами электростатического взаимодействия между полярной полииамидной пленкой (доменная структура которой, т. е. распределение векторов поляризации $P = qL$, где q — суммарный заряд, L — размер домена, в процессе деформации существенно изменяется) и наэлектризованными частицами

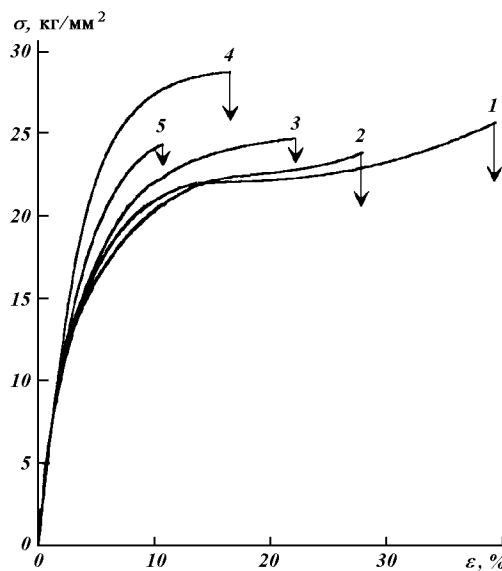


Рис. 5. Кривые деформационного упрочнения Композита 1 при $T = 77$ К до и после воздействия ФКП: 1 — исходный материал; 2 — образец, облученный годичной дозой ВУФ-излучения; 3 — образец, облученный ЭМИС и ВУФ в течение 100 ч; 4 — образец, облученный протонами и электронами дозой 10^{15} ч/см 2 ; 5 — образец, облученный протонами и электронами дозой 10^{16} ч/см 2

покрытия. Это приводит к сильному кулоновскому отталкиванию отслаиваемых частиц от образца. Однако следует отметить, что поскольку режим эксплуатации материала не предполагает больших степеней деформации (реально ε не превышает 5 %), данная особенность не мешает рекомендовать этот композит к применению в космических аппаратах нового поколения.

На рис. 5 приведены кривые упрочнения этого материала при азотной температуре. Сравнение кривых указывает на заметное упрочнение (и одновременное охрупчивание) полииамида с увеличением дозы облучения при $T = 77$ К. Особо подчеркнем, что одно из главных свойств, отличающих полииамид от других полимерных материалов — это наличие пластичности при низких температурах. Как видно из кривых рис. 5 деформационная способность достигает величин 8—40 % в зависимости от дозы предварительного облучения, в то время как абсолютное большинство полимеров уже при азотной температуре не обнаруживает пластичности, и демонстрирует хрупкое разрушение.

Аналогичные результаты получены и на пленках чистого полииамида. На рис. 6 приведены кривые деформационного упрочнения полииамида марки ПМА толщиной 20 мкм при температурах 300, 77

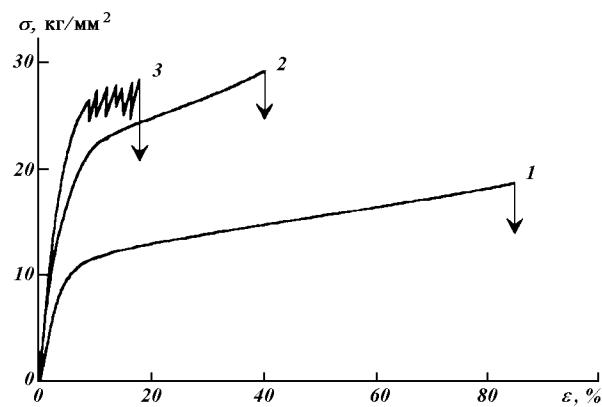


Рис. 6. Кривые деформационного упрочнения полииамида ПМ-А при температурах: 1 — 300 К; 2 — 77 К; 3 — 4.2 К

и 4.2 К. Как видно из кривой 3, даже при гелиевой температуре у полииамида наблюдается участок пластической деформации. Сравнение величины пределов текучести ПМА при $T = 77$ К и $T = 4.2$ К показывает, что σ_t при этих температурах отличаются несущественно, и в несколько раз превышают σ_t при $T = 300$ К ($\sigma_{77} \approx 20$ кг/мм 2 и $\sigma_{4.2} \approx 22$ кг/мм 2 против $\sigma_{300} \approx 6$ кг/мм 2), т. е. имеет место тенденция выхода σ_t на плато при $T \rightarrow 0$. Это дает основание предположить, что пластичность данного полимерного материала при низких температурах может контролироваться квантовыми механизмами. В литературе (Startsev et al., 1980; Кауфман, 1983) имеются данные о квантовых эффектах в низкотемпературной пластичности металлов и их соединений, а также критерии проявления квантового характера пластической деформации для металлов. Данная работа представляет собой первую попытку обнаружения аналогичных механизмов пластичности и для полимерных материалов.

При переходе к гелиевой температуре обращает на себя внимание также изменение характера кривой $\sigma(\varepsilon)$: как видно из кривой 3 рис. 6 при $T = 4.2$ К наблюдается скачкообразный характер деформации, что свидетельствует об изменении механизмов деформационного процесса. Из теории пластичности металлов (Startsev et al., 1983) известно, что этими механизмами могут быть двойникование, отрыв дислокаций от облаков Коттрелла, а также структурные перестройки (разворот межкристаллитных границ). В нашем случае, для частично кристаллического полимера, каким является полииамид (аморфная и кристаллическая фазы со-

Влияние излучений на оптические характеристики и потерю массы композитов

Тип материала	Воздействие	* ε	A_s	$\Delta m/m$, %
Композит 1 (ПМ+НВК Al)	исходный	0.82	0.97	0
	ОС+ВУФ (100 ч)	0.82	0.97	0
	ВУФ (1 год)	0.82	0.97	0
	$p^+ + e^- (10^{16} \text{ ч}/\text{см}^2)$	0.82	0.97	0
Композит 2 (ПЭТФ + углерод)	исходный	0.82	0.96	0
	ОС+ВУФ (100 ч)	0.82	0.96	0
	ВУФ (1 год)	0.84	0.96	0
	$p^+ + e^- (10^{16} \text{ ч}/\text{см}^2)$	0.82	0.96	0
Композит 3 (ПМ + аримид.ткань +углерод)	исходный	0.81	0.96	0
	ОС+ВУФ (100 ч)	0.85	0.96	2.60
	ВУФ (1 год)	0.88	0.96	0.26
	$p^+ + e^- (10^{16} \text{ ч}/\text{см}^2)$	0.77	0.96	2.01
Композит 4 (ПМ + углерод)	исходный	0.88	0.96	0
	ОС+ВУФ (100 ч)	0.91	0.96	0
	ВУФ (1 год)	0.93	0.96	0
	$p^+ + e^- (10^{16} \text{ ч}/\text{см}^2)$	0.88	0.96	0

ставляют ~ по 50 %), наиболее вероятными механизмами являются развороты отдельных кристаллических областей относительно оси деформации, относительно друг друга и относительно областей аморфной фазы. Для окончательного выяснения этого вопроса требуются дополнительные структурные исследования.

Как видно из таблицы, ни один из видов воздействия не привел к изменению коэффициентов ε^* , A_s и потере массы покрытий. Структура поверхности образцов также не обнаружила заметных изменений в результате облучения.

Композит 2

Как видно из рис. 7, *a* (кривые 2 и 3), облучение электромагнитным излучением (ВУФ, ЭМИС) приводит к резкому уменьшению степени деформации образцов (100 ч облучения полным спектром Солнца уменьшило ε_Σ в 3 раза) и некоторому их упрочнению (повышению σ_p). При понижении температуры и увеличении дозы облучения меняется характер разрушения пленок ПЭТФ: от вязкого к хрупкому. Корпускулярное облучение (p^+ и e^-) дозой $D = 10^{16}$ част./ см^2 привело к полной потере механической устойчивости материала, т. е. к хрупкому его разрушению при нулевой нагрузке (точка 5 рис. 7, *a*).

Сравнение кривых 1—3 показывает также, что

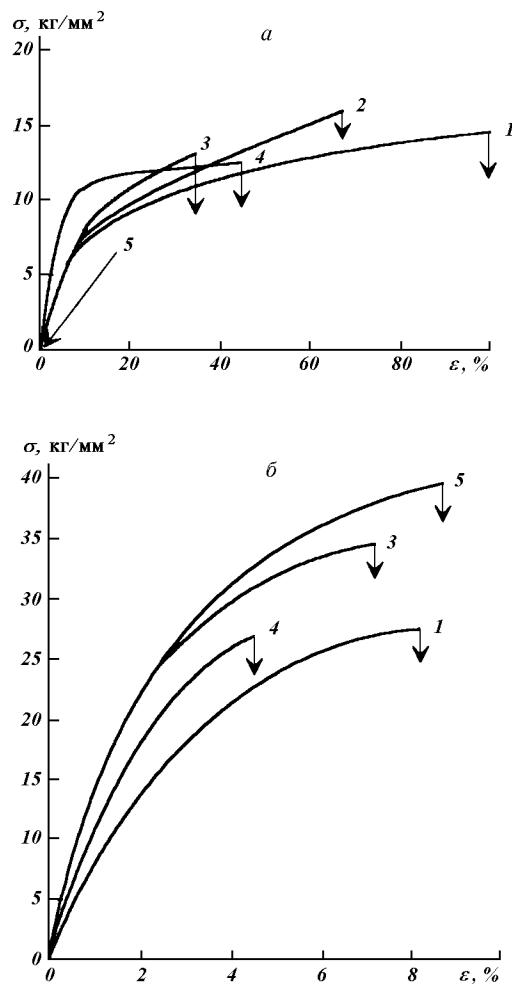


Рис. 7. Кривые деформационного упрочнения Композита 2 при $T = 300$ К; 340 К (*а*) и $T = 77$ К (*б*) до и после воздействия ФКП: 1 — исходный материал ($T = 340$ К); 2 — образец, облученный годичной дозой ВУФ-излучения ($T = 340$ К); 3 — образец, облученный ЭМИС и ВУФ в течение 100 ч ($T = 340$ К); 4 — образец, облученный протонами и электронами дозой 10^{-15} ч/ см^2 ; 5 — образец, облученный протонами и электронами дозой 10^{-16} ч/ см^2

совместное облучение материала ЭМИС и ВУФ-излучениями приводит к существенному неаддитивному (по энергетическому вкладу) снижению его деформационной способности. Это согласуется с ранее полученными нами данными о нелинейном изменении физико-механических свойств чистых полимерных материалов (в том числе и ПЭТФ) при облучении их несколькими видами излучений (Abraimov et al., 1993). Данный эффект может объясняться появлением дополнительных каналов поглощения оптического излучения (ЭМИС), обра-

зующихся в результате облучения материала более жестким ВУФ-излучением. Поглощение молекулярными системами энергии ВУФ-излучения, энергия квантов которого (5—180 эВ) значительно превышает энергию связи $\sigma_{\text{св}} \sim 5$ эВ основных цепей в полимерных материалах, сопровождается появлением большого числа новых образований: промежуточных активных частиц — возбужденных состояний молекул (синглетные, триплетные, экзитоны и др.); заряженных частиц (электрон-катионные пары, свободные и захваченные электроны и др.); свободных радикалов, а также стабильных продуктов. Положения максимумов поглощения новых образований, как показано в работе Милинчука, Тупикова (1986), находится в УФ-, в видимой и в ближней ИК-области, благодаря чему полимерный материал приобретает оптическое поглощение в широкой спектральной области. Это означает, что при действии ВУФ-излучения в полимерах открываются новые каналы, по которым может поступать более низковолновое излучение (УФ, свет), вызывая в них новые фотохимические процессы (Милинчук, Тупиков 1986; Хлапова, 1992).

Снижения оптических характеристик и потери массы покрытий в результате облучения не наблюдалось (таблица). Однако произошли некоторые изменения топологии поверхности под воздействием ВУФ-излучения: она стала более развитой, шероховатой, что является, по-видимому, следствием травления поверхности покрытий в поле ВУФ-излучения. Из данных, приведенных в таблице, видно, что наблюдается корреляция между изменением структуры поверхности и коэффициентом черноты покрытий, который в результате облучения увеличился от 0.82 до 0.84. Как известно, ε^* зависит от двух факторов: фундаментального поглощения материала в ИК-диапазоне и от рельефа (степени развитости) поверхности покрытия. Облучение модифицировало рельеф поверхности в сторону его большей неоднородности, что, в свою очередь, привело к повышению степени черноты покрытия (см. также работу Абрамова и др., 1992). Этот результат можно интерпретировать как наблюдаемое при облучении радиационное модифицирование терморадиационных свойств покрытия.

Композит 3

На рис. 8 приведены типичные кривые деформационного упрочнения данного материала при комнатной и азотной температурах. Как видно из рисунков, закономерности процесса деформации данного материала существенно различаются для этих двух

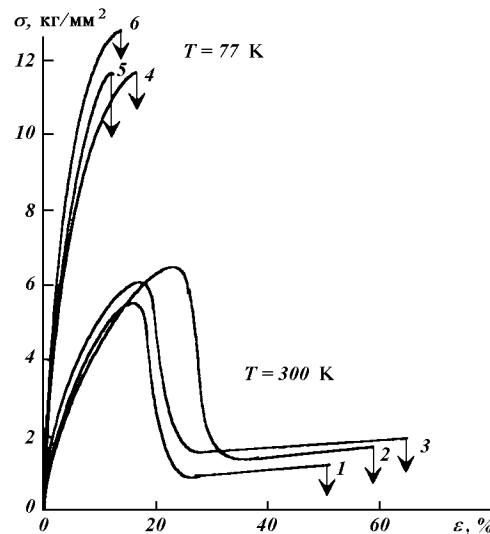


Рис. 8. Кривые деформационного упрочнения Композита 3 при $T = 300$ К и $T = 77$ К до и после воздействия ФКП: 1, 4 — исходный материал; 2, 5 — образец, облученный годичной дозой ВУФ-излучения; 3, 6 — образец, облученный ЭМИС и ВУФ в течение 100 ч.

температур. Исследования механических свойств и анализ структуры образцов после деформации показали, что при температуре 300 К до деформаций, соответствующих максимуму напряжений ($\varepsilon = 20—30\%$), происходит деформация двух компонентов композита: ткани и, по всей видимости, полиимидной пленки. После прохождения максимума напряжения ткань начинает разрушаться, а пленка продолжает деформироваться до $\varepsilon = 60—100\%$. Понижение температуры до азотной приводит к резкому увеличению предела текучести и уровня деформирующих напряжений. Из рис. 8 видно, что при $T = 77$ К значительно уменьшилась деформационная способность образцов ($\varepsilon_{\Sigma} \leq 20\%$).

Подчеркнем также, что одновременное изучение механических и структурных свойств в процессе деформации показало, что черное покрытие на образцах, облученных протонами и электронами, обнаруживает растрескивание уже при 5 % деформации. С увеличением деформации количество трещин интенсивно увеличивается.

Измерение оптических характеристик данного материала (таблица) до и после облучения показало, что облучение электромагнитным излучением (ЭМИС и особенно ВУФ) приводит к заметному увеличению коэффициента ε^* (от 0.81 до 0.85—0.88), а корпускулярное облучение — напротив к

его снижению до 0.77. Произошла также потеря массы покрытий на 2–2.6 %. Заметных изменений рельефа поверхности образцов не наблюдалось.

Композит 4

Как видно из кривых рис. 9, характер влияния облучения на механические свойства данного материала зависит от температуры измерений. При $T = 300$ К наблюдается некоторое упрочнение образцов композита, облученных ВУФ и ЭМИС-излучением: увеличиваются σ_t , σ_p и несколько снижается деформационная способность ε_{Σ} (при облучении p^+ и e^- снижается существенно, приблизительно на 40 %). При азотной же температуре образцы, облученные электромагнитным излучением, демонстрируют разупрочнение, т. е. снижение σ_t , σ_p , и общее уменьшение деформирующих напряжений вдоль всей кривой $\sigma(\varepsilon)$. Однако и в том, и в другом случае изменения незначительны, и нет оснований говорить о существенной деградации механических свойств материала в результате облучения ЭМИС и ВУФ. Подчеркнем, что для этого материала, как и для Композита 1, сохраняется пластичность полиимидной основы при $T = 77$ К.

Оптические свойства данного покрытия не обнаружили деградации в результате облучения. Напротив, электромагнитное облучение привело к увеличению ε^* от 0.88 до 0.93 (после ВУФ-воздействия

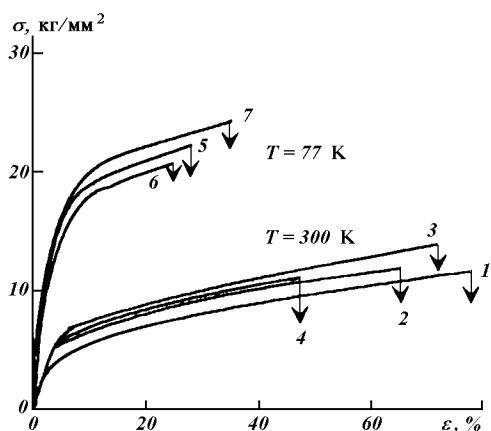


Рис. 9. Кривые деформационного упрочнения Композита 4 при $T = 300$ К и $T = 77$ К до и после воздействия ФКП: 1 — исходный материал ($T = 300$ К); 2 — образец, облученный годичной дозой ВУФ-излучения ($T = 300$ К); 3 — образец, облученный ЭМИС и ВУФ в течение 100 ч ($T = 300$ К); 4 — образец, облученный протонами и электронами дозой 10^{16} ч/см² ($T = 300$ К); 5 — исходный материал ($T = 77$ К); 6 — образец, облученный годичной дозой ВУФ-излучения ($T = 77$ К); 7 — образец, облученный ЭМИС и ВУФ в течение 100 ч ($T = 77$ К).

ствия). Это может свидетельствовать о незначительном радиационном модифицировании поверхности покрытий, хотя изменений структуры поверхности методом оптической микроскопии выявить не удалось. Данные электронномикроскопических исследований при больших увеличениях свидетельствуют о появлении на поверхности облученных ЭМИС покрытий кратероподобных образований и пор с характеристическими размерами 40–80 мкм

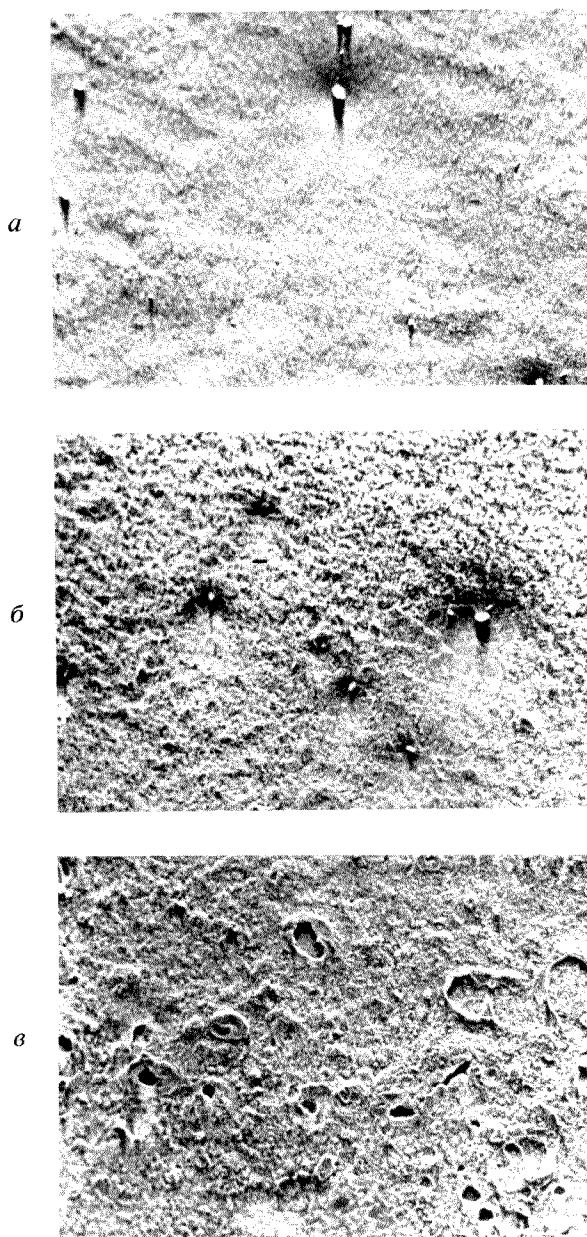


Рис. 10. Структура поверхности Композита 4 в исходном состоянии (а), после воздействия годичной дозы ВУФ-излучения (б) и после совместного облучения ЭМИС и ВУФ (100 ч) (в).

(рис. 10); т. е. рельеф действительно становится более развитым, что может являться причиной увеличения ε^* .

Обсудим полученные результаты с точки зрения современных представлений о взаимодействии излучений с веществом.

Сравнительное исследование изменений механических свойств композиционных материалов при облучении их электромагнитным (ВУФ, ЭМИС) излучением и тяжелыми заряженными частицами (p^+) показывает, что параметры пластической деформации материалов более чувствительны к корпускулярному излучению. Этот результат хорошо согласуется с полученными ранее нами (Абраимов и др., 1989; Веркин и др., 1988; Абраимов и др., 1991) и другими авторами (Залюбовский и др., 1988; Милинчук, Тупиков, 1986; Хлапова, 1992) данными о радиационной стойкости чистых материалов (ПЭТФ, полиимид ПМ-А). Это обусловлено, по-видимому, специфическими процессами, протекающими в треках или вблизи треков тяжелых частиц, где за счет локального поглощения энергии создаются повышенные концентрации первичных химически активных частиц.

Сравнивая результаты по воздействию излучений на композиты, полученные в настоящей работе, с полученными ранее (Залюбовский и др., 1988; Милинчук, Тупиков, 1986; Хлапова, 1992; Абраимов и др., 1989; Веркин и др., 1988; Абраимов и др., 1991) экспериментальными данными о радиационных изменениях чистых материалов, можно сделать вывод об аналогичном характере закономерностей радиационной деградации для этих двух классов материалов. Это очень важный результат, т. к. поглощение протонов и ВУФ-излучения происходит в тонком приповерхностном слое композита на длинах $\xi = 1-2$ мкм, т. е. в покрытии. Тем не менее, зарождение радиационных дефектов в приповерхностном слое композитов и их миграция вглубь вещества оказывает влияние на макросвойства всего образца в целом. Иными словами, межфазная граница: покрытие-полимерная основа не оказывает существенного влияния на процесс миграции энергии излучения, т. е. на накопление необратимых радиационных дефектов с большими временами релаксации (стабильных продуктов радиолиза) и их диффузию вглубь вещества.

Как отмечалось выше, из всех видов излучений наиболее сильное воздействие на все исследованные материалы оказало корпускулярное излучение протонов и электронов. Это вполне закономерно, учитывая более высокие энергии корпускул (160 кэВ) в сравнении с электромагнитным излучением (10 эВ для ВУФ), а также то, что поглощен-

ная доза в этом случае в два раза превышает поглощенную дозу при облучении ЭМИС и ВУФ. Действительно, расчет дозы по известному соотношению

$$D = I \cdot \Delta t / m = I \cdot \Delta t / \xi \rho S, \quad (1)$$

где I — интенсивность, Δt — время облучения, ρ — плотность вещества, S — площадь облучаемой поверхности, ξ — глубина проникновения излучения в вещество ($\xi_p = 2$ мкм; $\xi_e = 100$ мкм; $\xi_{\text{ВУФ}} = 1$ мкм), показывает, что при $I_{p,e} = 30$ эрг/см²с (что соответствует энергии 100—200 кэВ при данной плотности пучка) годовая доза $D_{p,e} = 10^{11}$ рад, а $D_{\text{ВУФ}} = 5 \cdot 10^{10}$ рад; таким образом, доза корпускулярного излучения вдвое больше, чем электромагнитного.

Кроме того, следует учитывать различия физико-химических механизмов взаимодействия с веществом низкоэнергетического (с длиной волны больше 200 нм) и высокоэнергетического излучений. Как известно из литературы (Гиллет, 1988), излучение в интервале длин волн 200—750 нм (что соответствует диапазону имитатора ЭМИС) возбуждает валентные электроны или электроны, принадлежащие к внешним оболочкам молекул, и преобладающими являются фотохимические процессы. При длинах волн менее 200 нм (ВУФ и корпускулярное излучение) на первый план выходит фотоионизация, т. е. радиационно-химические процессы. Наиболее существенное отличие радиационно-химических процессов от фотохимических состоит в неизбирательности поглощения ионизирующего излучения. Поэтому параметры энергетической прочности химических связей в этих соединениях не являются надежными критериями для предсказания направления радиационно-химических превращений (Иванов, 1988). В зависимости от энергии квантов и атомного номера облучаемого элемента, может преобладать один из трех механизмов взаимодействия: фотоэлектрический эффект, эффект Комptonа или эффект образования пар. Для нашего диапазона энергий наиболее вероятен первый механизм (Иванов, 1988). Таким образом, возможны различные механизмы деградации материалов под действием разных видов излучения.

Анализ экспериментальных данных показывает, что из всех исследованных материалов наиболее стойкими к воздействию всех видов радиации являются композиционные материалы на основе полиимида (Композит 1, Композит 4), в то время как материал на основе ПЭТФ (Композит 2) обнаружил полную деградацию механических свойств после годичной дозы корпускулярного излучения. Это объясняется различиями химического строения

этих полимерных материалов. Как известно, полимеры, содержащие ароматические циклы (полиимид, полистирол и др.), обладают большой радиационной стойкостью. Это, по-видимому, объясняется быстрой диссипацией поглощенной энергии резонансными структурами ароматических циклов ($t = 10^{-15}$ с). Данные структурные элементы обладают большим набором энергетических уровней, и поглощенная энергия не локализуется, а распределяется вдоль полимерной молекулы, не вызывая разрывов химических связей, т. е. не приводя к необратимым изменениям физико-механических свойств полииамида.

ВЫВОДЫ

В работе проведено комплексное исследование физико-механических свойств четырех типов перспективных композиционных материалов светопоглощающих покрытий в условиях, максимально приближенных к условиям открытого космического пространства. Показано, что физико-химические процессы, протекающие в облученных материалах различны для разных видов излучения, и зависят от типа излучения и его энергии, дозы облучения, а также структурного и химического строения полимера.

Сравнительный анализ результатов, полученных для композитов на основе полииамида и ПЭТФ в настоящей работе и данных о радиационной стойкости чистых материалов, полученных ранее, свидетельствует о том, что в обоих случаях влияние излучений на физико-механические свойства аналогично, несмотря на то, что для композитов излучение поглощается покрытием, а не полимерной основой. Таким образом, межфазная граница полимер-покрытие не оказывает существенного влияния на процесс миграции энергии вглубь вещества.

Исследование процесса деформации полииамида и композитов на его основе при $T = 4.2$ К показало, что данный полимерный материал сохраняет пластические свойства вплоть до гелиевых температур. При этом прослеживается тенденция выхода на плато температурной зависимости предела текучести при $T \rightarrow 0$ К, что свидетельствует о возможной квантовой пластичности полииамида. Скачкообразный характер деформации при больших ε может быть объяснен переориентацией кристаллических областей относительно оси деформации и относительно областей аморфной фазы.

На основании анализа большого объема экспериментальных фактов сделан вывод о том, что наиболее перспективным материалом в качестве основы

для светопоглощающих покрытий, а также других композиционных материалов, предназначенных для применения в условиях космического пространства, при воздействии излучения Солнца ВУФ-излучения, излучений протонов и электронов радиационных поясов Земли, является полииамид, который наряду с максимальной радиационной стойкостью обладает также пластичностью при температурах ~ 4.2 К, в отличие от большинства других полимерных материалов.

Сравнительный анализ четырех типов композиционных материалов со светопоглощающими покрытиями показал, что Композит 4 (полииамидная пленка с покрытием на основе полииамидного лака с добавлением мелкодисперсного углерода) является лучшим по критериям оптических и механических свойств, и его можно рекомендовать к применению при создании космической аппаратуры нового поколения.

Абраимов В. В., Агашкова Н. Н., Будняк И. В. и др. Влияние низких температур, радиации и глубокого вакуума на физико-механические свойства полимерных светопоглощающих покрытий // ФизХОМ.—1992.—№ 2.—С. 26—29.

Абраимов В. В., Агашкова Н. Н., Соловьев В. Н. и др. Термостойкость светопоглощающих покрытий в интервале температур 4.2—300 К // ФизХОМ.—1989.—№ 6.—С. 83—87.

Абраимов В. В., Бочаров К. Ш., Будняк И. В., Дановский В. В. Стимулированная вакуумным ультрафиолетовым излучением ползучесть некоторых полимерных материалов // ФизХОМ.—1993.—№ 1.—С. 39—45.

Абраимов В. В., Бочаров К. Ш., Галузя А. И., Удовенко В. Ф. Влияние электромагнитного излучения в области 5—2500 нм на механические и оптические свойства некоторых полимерных материалов // Радиационная стойкость органических материалов в условиях космоса. — М.: НИИТЭХИМ, 1989.—С. 23—30.

Абраимов В. В., Бочаров К. Ш., Дановский В. В., Удовенко В. Ф. Исследование воздействия электромагнитного излучения в области 5—2500 нм на физико-механические свойства полимерных материалов // Прикладное криогенное и вакуумное материаловедение. — Киев: Наук. думка, 1991.—С. 103—108.

Бочаров К. Ш., Строилов Ю. С., Удовенко В. Ф. и др. Деформационная установка МРВ-1М для испытания полимерных материалов в вакууме и газовых средах // Проблемы прочности.—1976.—№ 11.—С. 108—110.

Веркин Б. И., Удовенко В. Ф., Абраимов В. В., Бочаров К. Ш. Влияние электромагнитного излучения в области 0.01—25 мкм на механические свойства некоторых полимерных материалов // Космическая наука и техника.—1988.—Вып. 3.—С. 54—57.

Вернов С. Н. (ред.). Модель космического пространства // Моделирование воздействия космической среды на материалы и оборудование космических летательных аппаратов. — М.: НИИЯФ МГУ, 1983.—Т. 2.—771 с.

Гиллет Дж. Фотофизика и фотохимия полимеров. — М.: Мир, 1988.—435 с.

Залюбовский И. И., Хлапова Н. П., Сидякин П. В., Саюшкина О. Д. Действие ускоренных протонов на механическую прочность полиэтилентерефталатной пленки // Радиацион-

- ная стойкость полимерных и полимерсодержащих материалов в условиях космоса. — М.: НИИТЭХИМ, 1988.— С. 115—122.
- Иванов В. С. Радиационная химия полимеров. — Л.: Химия, 1988.—320 с.
- Кауфман Х. Й., Лубенец С. В., Абраймов В. В. Ползучесть кристаллов LiF при малой степени деформации в интервале температур 1. 6—300 К. // ФТТ.—1983.—25, № 2.— С. 321—327.
- Маркус А. М., Удовенко В. Ф. и др. Установка для комплексных работ по радиационной физике твердого тела // ПТЭ.— 1986.—№ 3.—С. 211—213.
- «Марс-94». Экспедиция автоматического космического аппарата к Марсу. — М.: ИКИ РАН, 1992.—54 с.
- Милинчук В. К., Тупиков В. И. (ред.) Радиационная стойкость органических материалов: Справочник/ М.: Энергоатомиздат, 1986.—272 с.
- Фойербахер Б., Хамахер Г., Науман Р. Й. (ред.) Космическое материаловедение. Введение в научные основы космической технологии: Пер. с англ. — М.: Мир, 1989.—478 с.
- Хлапова Н. П. Изменение структуры и свойств аморфно-кристаллических полимеров под воздействием излучений высокой энергии: Дис. ... канд. физ.-мат. наук. — Харьков, 1992.—Машинопись.
- Abraimov V. V., Lura F., Bohne L., Budniak I., Danovski V. Untersuchung von Erscheinungen nichtlinearen Degradation der physikalisch-mechanischen Eigenschaften von Materialien unter dem Einfluss Kosmischer Umgebungs faktor // Deutscher Luft und Raumfart Kongress DGLR. — Berlin, 1993.—P. 80—91.
- Startsev V. I., Natsik V. D., Abraimov V. V. Dislocations and Strength in Metals at Very Low Temperatures // Dislocation in Solids. — Amsterdam etc.: North-Holland publ. co., 1983.
- Startsev V. I., Soldatov V. P., Natsik V. D., Abraimov V. V. Role of Quantum Mechanisms and Thermal Heating in Low-Temperature Creep of Metals // Phys. Stat. Solidi.—1980.—59(a).— P. 377—388.

УДК 621.396

Навигация по ГЛОНАСС космических сигналам и космических и NAVSTAR аппаратов навигационных систем

**А. А. Жалило, П. А. Кот, И. Н. Минервин,
И. Г. Ноздрин, В. В. Пискорж, Л. П. Рофварг**

Науково-дослідний інститут радіовимірювань, Харків

Надійшла до редакції 15.02.95

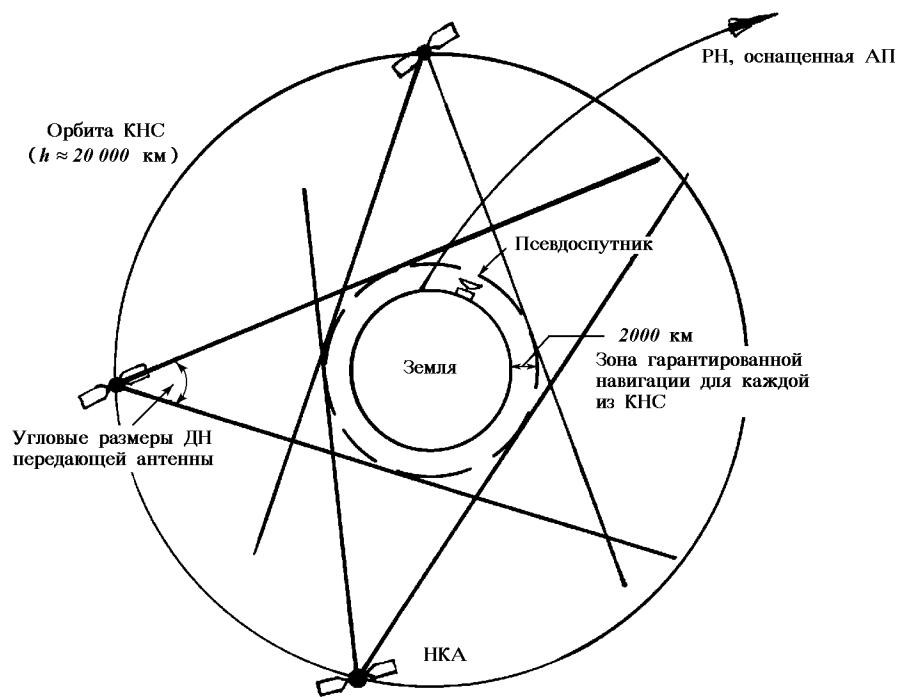
Обсуждается проблема координатно-временного обеспечения испытаний и управления полетом КА при помощи сигналов КНС ГЛОНАСС и NAVSTAR на высотах более 5000 км. Показано, что для повышения надежности и качества навигационных определений должен быть использован псевдоспутник или измеритель дальности и скорости. Приведены полученные путем статистического моделирования оценки геометрического фактора и ошибок местоопределения космического аппарата, выводимого на геостационарную орбиту.

Мировой опыт эксплуатации космических навигационных систем (КНС) ГЛОНАСС и NAVSTAR подтвердил высокую надежность и точность обеспечиваемых ими навигационных определений. В настоящее время имеет место тенденция к более широкому внедрению аппаратуры потребителя (АП) сигналов этих систем в различные области деятельности. В частности, специалистами активно обсуждается (см., например, Green, Axelrad, 1989) возможность использования АП для координатно-временного обеспечения задач испытаний и управления полетом широкого класса космических аппаратов (КА). При этом оценка параметров траектории формируется по данным АП при выводе КА на орбиту непосредственно на борту ракеты-носителя (РН), а на орбите — на борту КА, что существенно повышает автономность измерений и, в ряде случаев, позволяет исключить применение для этих целей дорогостоящих комплексов наземных измерительных средств. Вместе с тем, использование КНС для указанных выше целей имеет ряд специфических особенностей, одна из которых состоит в необходимости координатно-временного обеспечения КА за пределами зоны гарантированной нави-

гации КНС (см. ниже). Обсуждению возможности использования КНС в этих условиях и посвящено данное сообщение.

ОРГАНИЗАЦИЯ ИЗМЕРЕНИЙ ВНЕ ЗОНЫ ГАРАНТИРОВАННОЙ НАВИГАЦИИ КНС

Каждая из КНС в отдельности, при условии оснащения КА соответствующей АП, обеспечивает навигационные определения с качеством, удовлетворяющим практически все классы КА с высотой полета, не превышающей высоту области гарантированной навигации, т. е. 2000 км. Эта величина обусловлена угловыми размерами диаграмм направленности антенн навигационных КА (НКА). На рисунке, на примере КА, выводимого на геостационарную орбиту, показано, что на высотах более 2000 км прием навигационных сигналов на борту КА возможен не от всех «геометрически видимых» НКА, т. е. на высотах более 2000 км навигационные поля становятся разрывными, что приводит к перерывам в получении навигационной информации. При этом область околоземного пространства,



Пример КА, выводимого на геостационарную орбиту

простирающегося до высот примерно 2000 км, принято называть областью (зоной) гарантированной навигации (Дмитриев, Шебшаевич, 1982). Имеется ввиду, что в пределах этой зоны гарантируется прием навигационных сигналов от достаточного для решения навигационной задачи числа НКА. Действие этого фактора существенно смягчается при совместном использовании КНС ГЛОНАСС и NAVSTAR. Как будет показано ниже, зона гарантированной навигации расширяется в этом случае до высот порядка 5000 км. Среди «радиовидимых» НКА можно выделить «ближние», которые находятся непосредственно над КА, а также « дальние», входящие в тень Земли или выходящие из нее. Следует отметить, что на высотах, превышающих высоту орбиты НКА (примерно 20 000 км) возможен прием навигационных сигналов только от «дальних» спутников.

Для повышения качества навигационных определений на больших высотах полета КА целесообразно на поверхности Земли в точке с известными координатами установить наземный передающий пункт (НПП), работающий в режиме псевдоспутника, т. е. передатчика, излучающего сигналы в том же диапазоне и формате, в котором их излучают спутники КНС. Вместо псевдоспутника можно

использовать измеритель дальности R до наземного приемного пункта (НПП) и скорости \dot{R} изменения этой дальности, обычно входящий в состав центра управления полетом КА. В последнем случае точность навигационных определений оказывается существенно выше.

Таким образом, дальнейшему анализу подлежит измерительный комплекс, состоящий из НКА ГЛОНАСС и NAVSTAR, дополненных НПП, работающим в режиме псевдоспутника или измерителя R и \dot{R} , а также бортовой АП, обеспечивающей прием и обработку общедоступных (С/А-код) сигналов обоих КНС и псевдоспутника. При этом антеннное устройство АП должно быть всенаправленным.

ТОЧНОСТЬ И НАДЕЖНОСТЬ ИЗМЕРЕНИЙ ВНЕ ЗОНЫ ГАРАНТИРОВАННОЙ НАВИГАЦИИ КНС

Оценку точности навигационных определений с использованием сигналов КНС ГЛОНАСС и NAVSTAR, при условии наличия в зоне видимости АП соответствующего количества НКА, с достаточной степенью достоверности принято выполнять путем раздельной оценки геометрического фактора ($\Gamma\Phi$), характеризующего влияние взаимной гео-

метрии «НКА—КА» на результирующую точность навигационных определений (Дмитриев, Шебшаевич, 1982), и оценки погрешностей измерений текущих навигационных параметров (ТНП) (псевдодальностей, псевдоскоростей), после чего предельные (здесь и в дальнейшем $\delta = 2.7\sigma$) погрешности навигационных определений координат объекта рассчитываются по простым формулам (Дмитриев, Шебшаевич, 1982):

$$\begin{aligned}\delta x &= \Gamma_x \delta S; \\ \delta y &= \Gamma_y \delta S; \\ \delta z &= \Gamma_z \delta S,\end{aligned}\quad (1)$$

где Γ_x , Γ_y , Γ_z — геометрический фактор определения координат x , y , z объекта; δS — оценки суммарной предельной погрешности измерения псевдодальности S .

Аналогичные соотношения справедливы и для скоростных параметров.

Надежность навигационных определений будем характеризовать вероятностью нахождения значений ГФ в заданных пределах.

Рассмотрим количественные оценки, характеризующие надежность и точность навигационных определений на примере задачи определения параметров траектории ракеты-носителя, выводящей КА на геостационарную орбиту и совершающей при этом полет в интервале высот от 2000 км до 35 800 км, (т. е. и вне зоны гарантированной навигации КНС) с использованием АП КНС ГЛОНАСС и NAVSTAR, установленной на борту. В ходе исследований, выполненных с использова-

нием статистического моделирования на ЭВМ с использованием реальных альманахов КНС ГЛОНАСС и NAVSTAR (декабрь 1994 г.), оценивались интервалы наблюдения рабочего созвездия спутников КНС ГЛОНАСС и NAVSTAR, вероятность наблюдения заданного количества спутников и среднеинтегральный ГФ, определяющий геометрические условия наблюдения и, в конечном итоге, точность навигационных определений. При расчетах предполагалось, что для повышения точности и надежности навигационных определений дополнительно используются сигналы аппаратуры НПП. Рассматривались два варианта организации измерений по радиолинии «НПП—КА»: измерение псевдодальности и измерение дальности. Предполагалось также, что прием сигналов спутников на борту РН возможен со всех направлений и что при высотах полета РН до 20 000 км измерения параметров траектории выполнялись по всем «радиовидимым» с борта РН спутникам, а при высотах полета РН, превышающих высоту орбит спутников КНС — только по спутникам, выходящим из тени Земли или входящим в нее.

Рассматривался произвольно выбранный участок времени наблюдений длительностью $T = 10$ ч для высот полета РН от 2000 км до 35 800 км.

Результаты расчета суммарной длительности интервалов времени радиовидимости для различных высот полета РН за заданный интервал времени наблюдений, количество наблюдаемых НКА и соответствующих величин ГФ приведены в табл. 1.

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы.

При высотах полета РН от 2000 км до 5000 км

Таблица 1. Длительность интервалов радиовидимости, количество наблюдаемых НКА и соответствующие величины ГФ

H, км	Количество наблюдаемых объектов НКА	Измеряемый по радиолинии «КА—НПП» параметр	Общая продолжительность времени наблюдений (в пределах 10 ч)	ГФ	Вероятности распределения значений ГФ в заданных пределах			
					ГФ > 100	10 < ГФ ≤ 100	2 < ГФ ≤ 10	ГФ ≤ 2
3000	7÷17	псевдодальность дальность	10 ч	0.4÷0.9 0.4÷0.9	— —	— —	— —	1 1
5000	5÷12	псевдодальность дальность	10 ч	0.6÷1.3 0.6÷1.3	— —	— —	0.033 —	0.967 1
10 000	3÷7	псевдодальность дальность	5 ч 20 мин	1.2÷290.9 1.1÷239.6	0.068 0.055	0.329 0.123	0.397 0.384	0.206 0.438
20 000	0÷6	псевдодальность дальность	2 ч 15 мин	7.5÷168.1 1.9÷104.5	0.031 0.031	0.063 0.063	0.906 0.906	— —
25 000	0÷6	псевдодальность дальность	2 ч 15 мин	8.3÷81.8 2.9÷53.7	— —	0.966 0.207	0.034 0.793	— —
30 000	0÷5	псевдодальность дальность	1 ч 40 мин	40.9÷85.4 2.7÷44.7	— —	0.207 0.182	0.793 0.818	— —
35 800	0÷3	псевдодальность дальность	1 ч 00 мин	51.3÷85.4 3.6÷11.1	— —	1 0.143	— 0.857	— —

навигационные определения вследствие избыточности «видимых» НКА могут выполняться непрерывно с ГФ, не превышающим значения 2 с вероятностью 0.97 ± 1 .

При высотах полета РН от 5000 км до 35 800 км количество «видимых» НКА уменьшается, вследствие чего возникают перерывы в получении навигационной информации. В этом случае ГФ определения координат и составляющих вектора скорости РН может резко ухудшаться (даже на два порядка). Однако, как показывают результаты расчета ГФ с использованием альманахов систем ГЛОНАСС и NAVSTAR при их полном развертывании, заблаговременное планирование сеансов проведения измерений позволит обеспечить избыточность измерений и в этом случае и получать ГФ определения координат и составляющих вектора скорости РН, не превышающий значения 2 на интервалах наблюдения не менее 30 мин.

Проведем анализ основных источников и составляющих погрешностей измерения псевдодальности и псевдоскорости на трассе «НКА—АП» при полете на высотах до 5000 км и выше 5000 км, а также оценим погрешности навигационных определений для одночастотной бортовой АП КНС.

К основным источникам погрешностей измерения псевдодальностей и псевдоскоростей в рассматриваемой задаче относятся (Дмитриев, Шебшаевич, 1982; Кравцов и др., 1983; Манин, Романов, 1989):

- уходы бортовой шкалы времени НКА относительно шкалы времени КНС и нестабильности часов АП;
- погрешности эфемеридной информации КНС;
- тропосфера;
- ионосфера;
- неидентичность задержек навигационных сигналов в аналоговой части приемных трактов бортовой АП;
- многолучевое распространение НС;
- шумы приемника.

В АП принимаются меры по компенсации указанных выше составляющих погрешностей измерений. Оптимизируются алгоритмы обработки сигналов, применяются различные технологические и схемотехнические методы, позволяющие увеличить стабильность параметров аналоговых трактов АП. Регулярное влияние атмосферы компенсируется на основе модели «стандартной» тропосферы и модели ионосферы, передаваемой в навигационном сообщении NAVSTAR (Котяшкин, 1989). Остаточные нескомпенсированные погрешности в измерениях псевдодальности и псевдоскорости для совокупности рассматриваемых измерительных ситуаций

Таблица 2. Оценки погрешностей псевдодальностей и псевдоскоростей

Составляющая	Предельная ($\delta = 2.7\sigma$) величина составляющей погрешности измерения псевдодальности и псевдоскорости	
	δS , м	$\delta \dot{S}$, см/с
Уход часов НКА	3.0/3.0	0.007/0.007
Эфемеридная	25.0/25.0	0.4/0.4
Тропосферная ($H \leq 15$ км)	3.0/—	0.03/—
Ионосферная	10.0/20.0	1.0(5.0)**/2.0
Разности задержек НС в аппаратуре	0.7/0.7	—
Многолучевость	1.5/1.5	0.1/—
Шумы приемника	6.0*/16.0*	0.4*/1.0*
Итого	28.5/46.0	1.2(5.1)**/1.4

Примечание:

* при времени усреднения $T_y = 1$ с;

** в слое ионосферы (200 км $< H < 600$ км).

(различные НКА и различная их пространственная конфигурация) обычно представляют в виде независимых случайных величин. В этом случае суммарная средняя квадратическая погрешность вычисляется как корень квадратный из суммы дисперсий отдельных составляющих.

Оценки составляющих погрешностей псевдодальностей и псевдоскоростей, обусловленные каждым из указанных источников (Манин, 1989), представлены в табл. 2, где в числителе даны значения погрешностей для случая, когда объект движется на высотах $H \leq 5000$ км (зона гарантированной навигации при совместном использовании КНС ГЛОНАСС и NAVSTAR), а в знаменателе — для случая движения объекта на высотах $5000 \text{ км} < H \leq 35 800$ км. Во втором случае предполагается, что измерения осуществляются относительно НКА, выходящих из тени Земли и входящих в нее. При этом усложнившиеся условия распространения навигационных сигналов (двойное прохождение сигналов через ионосферу) приводят к значительному увеличению ионосферных составляющих погрешностей измерений псевдодальности. Значительная протяженность радиотрассы «НКА—АП» приводит к уменьшению энергетического соотношения сигнал/шум и, следовательно, к увеличению шумовой составляющей погрешности.

Для расчета результирующих погрешностей навигационных определений воспользуемся приведенными выше результатами расчета ГФ. В этом случае среднеинтегральный ГФ не превосходит значения 2 с вероятностью 0.97 ± 1 в условиях пла-

нирования сеанса измерений и полного развертывания обеих систем. При этом предельные погрешности навигационных определений при совместном использовании сигналов обеих систем с учетом вычисленных ГФ (табл. 1) и принятой методики расчета погрешностей (1) не превысят величин: по координатам —

- 60 м при $0 \text{ км} \leq H \leq 5000 \text{ км}$,
100 м при $5000 \text{ км} < H \leq 3580 \text{ км}$;

по составляющим вектора скорости —

- 2.5 см/с при $0 \text{ км} \leq H \leq 5000 \text{ км}$;
2.5 см/с при $600 \text{ км} \leq H \leq 5000 \text{ км}$;
10.0 см/с при $200 \text{ км} \leq H \leq 600 \text{ км}$;
3.0 см/с при $5000 \text{ км} \leq H \leq 35800 \text{ км}$.

Следует отметить, что включение режима селективного доступа в системе NAVSTAR ухудшает точностные характеристики в 1.5—2.5 раза.

С другой стороны, на пассивных участках движе-

ния КА использование модели движения КА при интервальной обработке измерительной информации, как показывают расчеты, позволит повысить точность навигационных определений по крайней мере, в 2÷3 раза.

Изложенное позволяет сделать вывод о принципиальной возможности организации высококачественного координатно-временного обеспечения задач испытаний и управления полетом КА по сигналам КНС.

- Дмитриев П. П., Шебшаевич В. С. (ред.) Сетевые спутниковые радионавигационные системы. — М.: Радио и связь, 1982.
Котяшкин С. И. Определение ионосферной задержки сигналов в одночастотной аппаратуре потребителей спутниковой системы навигации NAVSTAR // Зарубежная радиоэлектроника.—1985.—№ 5.
Кравцов Ю. А., Фейзулин З. И., Виноградов А. Г. Прохождение радиоволн через атмосферу Земли. — М.: Радио и связь, 1983.
Манин А. П., Романов Л. М. Методы и средства относительных определений в системе NAVSTAR // Зарубежная радиоэлектроника.—1989.—№ 1.
Green G. B., Axelrad P. Space applications of GPS // Navigation.—1989.—36, N 3.—C. 239—251.

УДК 621.03

Структурно-алгоритмическая и модели надежности мажоритарно-резервированных систем

А. И. Кривоносов¹, А. А. Кулаков¹, Н. К. Байда¹,
В. С. Харченко², Н. П. Благодарный²

¹НВО «Хартрон», Харків

²Харківський військовий університет

Надійшла до редакції 21.06.95

В статье приводятся результаты исследований по структурной организации бортовых управляющих вычислительных систем с мажоритарной архитектурой, влиянию объема универсального оборудования на надежностные характеристики неадаптивных мажоритарных архитектур. Приводятся надежностные оценки адаптивных мажоритарных структур с межканальным и внешним контролем, сведения о реализации этих структур при разработке специализированных ЭВМ в КБ Хартрон-ВИЭТ (Харьков).

ВВЕДЕНИЕ

Стремительный рост размерности задач, решаемых на борту космических аппаратов, и исключительно высокая цена отказов бортовых вычислительных средств делают проблему обеспечения надежности бортовых управляющих вычислительных систем (БУВС) одной из важнейших. Надежностные характеристики БУВС должны удовлетворять следующим требованиям:

- высокая вероятность безотказной работы БУВС в течение заданного времени;
- отказ одного элемента не должен приводить к отказу БУВС в целом;
- отказ оборудования одного из информационных каналов не должен приводить к потере всей информации;
- низкая вероятность возникновения сбоя при передаче информации;
- принципиальная возможность исключения отдельных режимов (деградация) при отказах элементов.

Наиболее эффективным подходом к удовлетворе-

нию этих требований является многоярусное З-канальное резервирование БУВС (Половко, 1964). В ряде случаев резервирование сопровождается адаптацией (перестройкой на исправный канал при двух отказавших каналах) на наиболее сложных по оборудованию ярусах (Кривоносов, 1990).

В настоящее время актуальными вопросами развития теории и практики мажоритарно-резервированных структур (МРС) БУВС КА являются:

- исследование влияния на надежностные характеристики соотношения универсального и функционального оборудования;
- определение надежностных характеристик адаптивных МРС.

Рассмотрению этих вопросов и посвящается работа.

СТРУКТУРНО-АЛГОРИТМИЧЕСКАЯ ОРГАНИЗАЦІЯ МРС

Организация МРС в наиболее общем случае различается по уровню, на котором проводится мажори-

тирование и по наличию адаптации. По уровню мажоритирования MPC подразделяются на:

- структуры с мажоритированием на уровне каналов (структуры I типа);
- структуры с мажоритированием на уровне блоков (структуры II типа);
- структуры с мажоритированием на уровне функциональных узлов (структуры III типа);
- комбинированные структуры (структуры IV типа), в которых использованы решения структур II и III типов.

По наличию адаптации MPC подразделяются на:

- структуры без адаптации;
- структуры с адаптацией на всех уровнях мажоритирования;
- комбинированные структуры с адаптацией на отдельных уровнях.

В зависимости от способа организации управления средствами контроля и реконфигурации (СРК) и от степени доступа управляющих воздействий к аппаратным средствам каналов существует несколько типов адаптивных MPC (AMPC) (рис. 1). Применение конкретной структуры определяется сложностью каналов MPC, СРК, временем тестирования.

МАТЕМАТИЧЕСКИЙ АППАРАТ ИССЛЕДОВАНИЙ

Обозначим через T общее время функционирования MPC, которое состоит из n равных промежутков t_k , каждый из которых соответствует шагу исследуемого процесса. При проведении в моменты $1, 2, \dots$, контроля объекта получим последовательность экспериментов. Каждый эксперимент имеет конечное число возможных исходов l . Тогда MPC может быть описана простой цепью Маркова (Кривоносов, 1990).

Для описания процесса воспользуемся векторно-матричной формой записи. Чтобы полностью определить марковскую цепь с возможными состояниями, нужно задать стохастическую матрицу вероятностей перехода A l -го порядка и l -мерный вектор начальных условий

$$A = |a_{ij}| = \begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1l} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2l} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{l1} & a_{l2} & \dots & a_{ll} \end{vmatrix},$$

$$\bar{P}(0) = |P_1(0), P_2(0), \dots, P_n(0), \dots, P_l(0)|,$$

где a_{ij} — условные вероятности перехода объекта из

состояния i в состояние j ; $P_i(0)$ — безусловная вероятность нахождения объекта в i -м состоянии в начальный момент времени.

Матрица A характеризует процесс снижения надежности за время t_k .

Так как объект внутри периода не контролируется и не восстанавливается, то переход из состояния с большим номером в состояние с меньшим номером невозможен и A является верхней треугольной стохастической матрицей, то есть

$$\begin{aligned} a_{ij} &= 0 && \text{при } i > j, \\ 0 < a_{ij} &\leq 1 && \text{при } i \leq j, \\ \sum_{j=1}^l a_{ij} &= 1. \end{aligned}$$

На любом n -м шаге процесса вектор-строка $\bar{P}(n)$ определяется выражениями

$$\bar{P}(n) = \bar{P}(n-1)A^n = \bar{P}(0)A^n$$

— для однородной цепи Маркова,

$$\bar{P}(n) = \bar{P}(0)\prod_{i=1}^n A_i^n$$

— для неоднородной цепи Маркова.

Расположим компоненты вектора $\bar{P}(n)$ и строк матрицы A в порядке увеличения количества отказавших элементов (то есть номеру 1 соответствует состояние, когда все элементы исправны, номеру 2 — состояние, в котором один элемент отказал, а остальные исправны и т. д.). Тогда вероятность $P_{\text{MPC}}(n)$ исправного состояния MPC на n -м шаге процесса определяется вероятностями нахождения в состояниях подмножества x_1

$$P_{\text{MPC}}(n) = \sum_{i=1}^{\eta} P_i(n),$$

где $P_i(n)$ — компоненты вектора-строки $\bar{P}(n)$.

Обозначим через X_1 подмножество благоприятных состояний ($x_1 = \{1, 2, \dots, \eta\}$), а через X_2 — подмножество неблагоприятных состояний ($x_2 = \{\eta + 1, \eta + 2, \dots, l\}$).

МОДЕЛИ НАДЕЖНОСТИ MPC

Введем определения универсального и функционального оборудования MPC.

Универсальное оборудование (УО) — совокупность средств канала, отказ которых не допускает наличия отказов в любом оборудовании остальных каналов MPC.

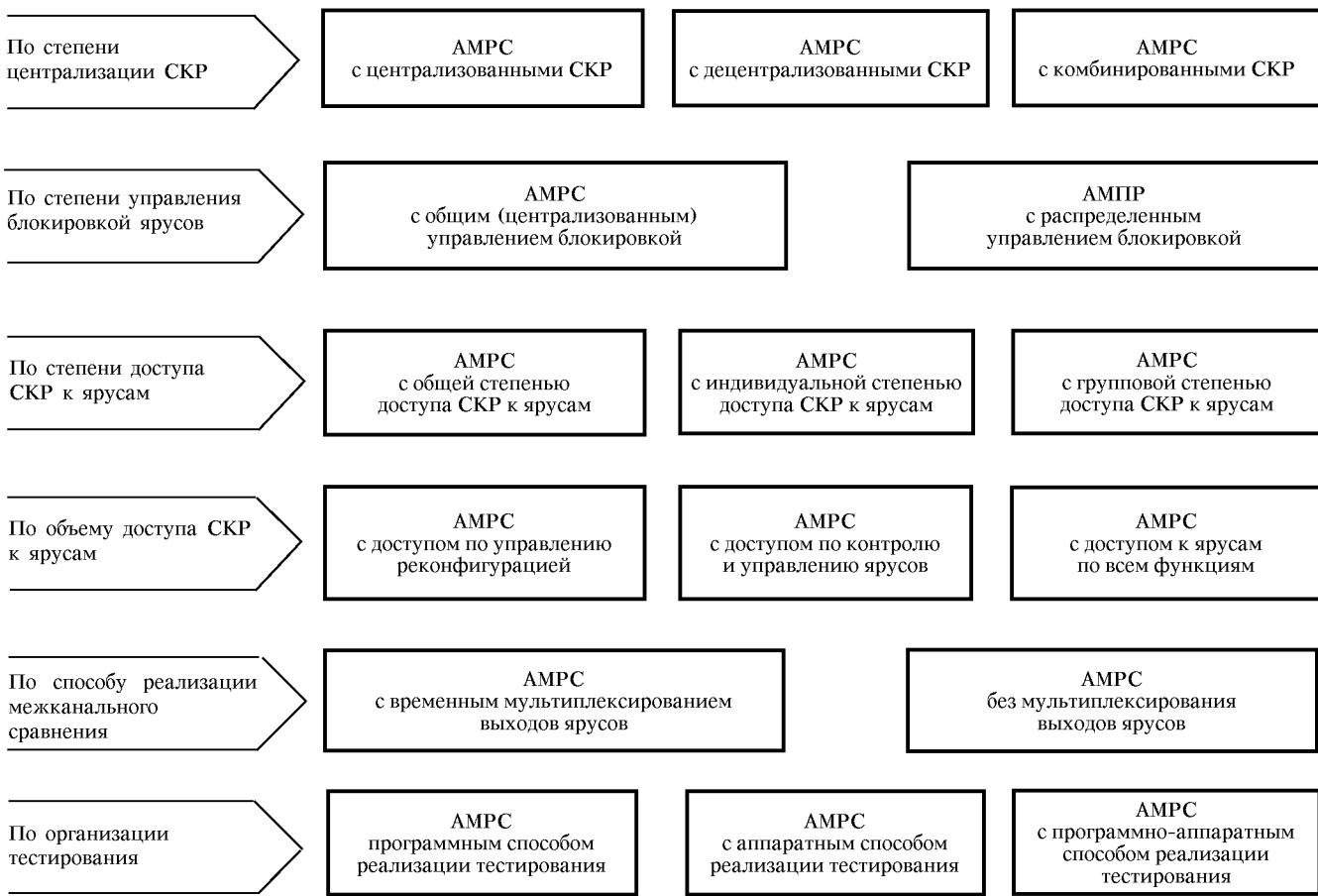


Рис. 1. Классификация типов адаптивных мажоритарно-резервированных структур (AMPC)

Функциональное оборудование (ФО) — совокупность средств, отказ которых в одном канале допускает еще наличие отказов в функциональном оборудовании других каналов, выполняющем другие функции (например, отказы различных разрядов выходных регистров каналов при наличии обмена снимаемой с них информацией являются отказами функционального оборудования. В то же время отказ цепи синхронизации регистра — отказ универсального оборудования).

Структуры I типа (рис. 2) содержат в каждом канале только УО, так как мажоритарный орган находится на выходе процессора и любые отказы в двух каналах приводят к неработоспособности структуры. Структуры II типа (рис. 3) содержат в своем составе как УО, так и ФО. Структуры III типа являются с точки зрения надежности частным случаем структур II типа (в ярусе полностью отсутствует УО).

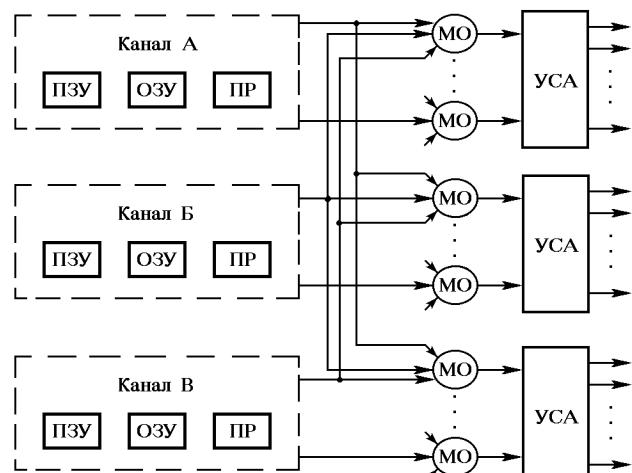


Рис. 2. Структуры I типа

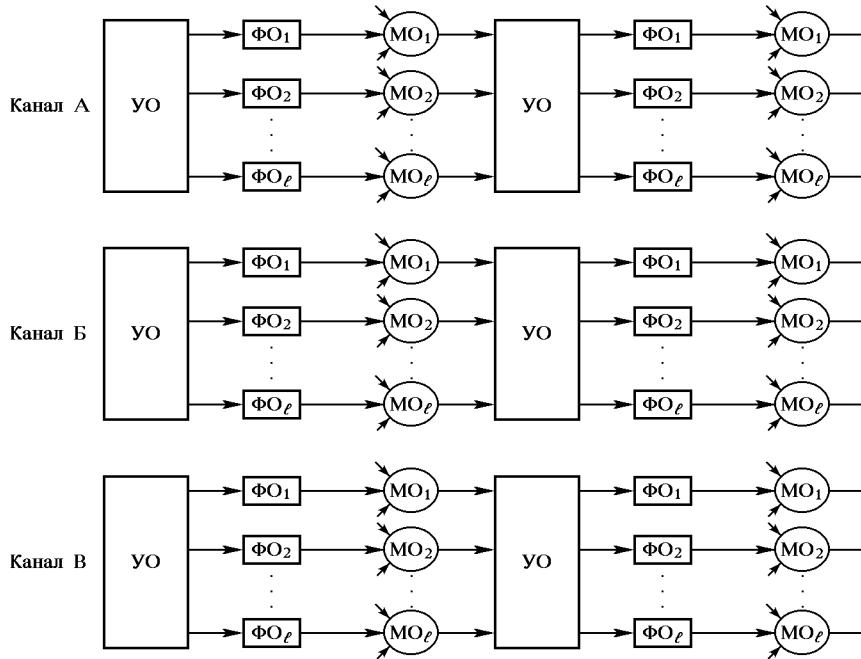


Рис. 3. Структуры II типа

Для структур I типа матрица А определяется выражением

$$A = \begin{vmatrix} p^3 & 3p^2q & 3q^2p & q^3 \\ 0 & p^2 & 2pq & q^2 \\ 0 & 0 & p & q \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}.$$

Тогда вероятность $P_i(n)$ исправного состояния структуры I типа определяется выражением:

$$P_i(n) = \sum_{i=1}^{\eta} p_i(n) = \sum_{i=1}^2 p_i(n) = p^3 + 3p^2q,$$

где $p = p(n)$ — вероятность безотказного функционирования канала ($q = 1 - p$).

С точки зрения надежности отдельные ярусы структуры II типа можно считать независимыми. Тогда вероятность исправного состояния MPC в целом на n -м шаге процесса функционирования (то есть вероятность отсутствия искажения информации на выходе одноименных разрядов ФО) определяется выражением:

$$P_{II}(n) = \prod_{j=1}^{m_{ЯР}} P_{ЯРj}(n),$$

где $m_{ЯР}$ — число ярусов MPC; $P_{ЯРj}(n)$ — вероятность безотказного функционирования яруса.

Значение $P_{ЯРj}(n)$ определится выражением

$$P_{ЯРj}(n) = \sum_{i=1}^{\eta} P_{YOji}(n)U_{ji}(n),$$

где $P_{YOji}(n)$ — компонента вектора-строки $P_{YOj}(n)$, характеризующая вероятность нахождения УО j -го яруса в i -м состоянии; $U_{ji}(n)$ — i -я компонента вектор-столбца $U_j(n)$, характеризующая условную вероятность исправного состояния ФО j -го яруса при нахождении УО данного яруса в i -м состоянии.

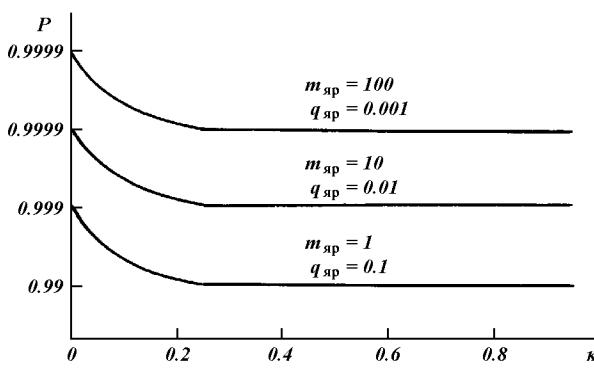
Если в процессе эксплуатации осуществляется полный контроль, то $P_{ЯРj}(n)$ определится выражением

$$P_{ЯРj}(n) = P_{YOj}^3(n) \prod_{l=1}^L (P_{FOjl}^3(n) + 3P_{FOjl}(n)q_{FOjl}) + 3P_{YOj}^2(n)q_{YOj} \prod_{l=1}^L P_{FOjl}^2,$$

где L — количество разрядов ФО, $P_{FOji} = P_{FOji}(n)$ — вероятность исправного состояния i -го разряда ФО в j -м ярусе.

Из уравнения для $P_{ЯРj}(n)$ видно, что надежность яруса существенно зависит от доли κ УО в данном ярусе

$$\kappa = \frac{\Lambda_{YO_{ЯР}}}{\Lambda_{YO_{ЯР}} + \Lambda_{FO_{ЯР}}} = \frac{\Lambda_{YO_{ЯР}}}{\Lambda_{ЯР}},$$

Рис. 4. Зависимость $P_{II}(n)$ от n при $L = 16$.

где $\Lambda_{яр}$ — интенсивность отказов оборудования яруса; $\Lambda_{уо(ФО)}_{яр}$ — интенсивность отказов универсального (функционального) оборудования яруса.

На рис. 4 приведена зависимость $P_{II}(n)$ от n при $L = 16$. Очевидно, что увеличение доли УО (κ) с 0.1 до 0.5 приводит к увеличению вероятности отказа яруса $Q_{яр}$ примерно в три раза. Следовательно, повышение надежности яруса может быть достигнуто уменьшением доли УО (в пределе его исключением (переход к структурам III типа).

В структурах III типа разряды ФО становятся независимыми и разряды одного яруса можно рассматривать как самостоятельные ярусы в системе. При этом в сравнении со структурой II типа количество ярусов вырастет до величины $M_{яр}$,

$$M_{яр} = m_{яр} n_p,$$

где $m_{яр}$ и n_p — количество ярусов и разрядов ФО в структуре III типа и вероятность $P_{III}(n)$ определяется произведением

$$P_{III}(n) = \prod_{i=1}^{M_{яр}} p_{яр_i}(n).$$

Для процесса эксплуатации с полным контролем и без учета сбоев

$$p_{яр_i}(n) = p_{яр}(n) = p^3 + 3P^2q.$$

Поскольку количество оборудования в ярусе в сравнении со структурами I и II типов резко сократилось, то даже простой по реализации мажоритарный орган (МО) составляет ощутимую долю в оборудовании ярусов. Кроме того, общее количество МО также возрастает. Эти обстоятельства приводят к необходимости специального учета надежности МО в структуре III типа. Так как отказ МО

равноценен отказу любого элемента в канале яруса, то надежность МО может быть учтена путем соответствующего увеличения вероятности отказа канала яруса q до величины q_1 :

$$q_1 \approx q + q_{MO} = q(i + K_{MO}),$$

где q_{MO} — вероятность отказа МО в канале яруса; K_{MO} — коэффициент, учитывающий долю оборудования МО в канале яруса.

Тогда значение $P_{яр}(n)$ определится выражением

$$p_{яр}(n) = p_1^3 + 3p_1^2q_1.$$

Снижение уровня мажоритарирования позволяет повышать уровень надежности за счет более полного использования избыточности 3-канальной структуры. Однако реализация этого направления наталкивается на ряд ограничений:

- увеличивается оборудование каналов за счет дополнительных МО;
- появляется значительное число дополнительных связей между каналами;
- уменьшается быстродействие за счет задержек сигналов на МО;
- ухудшается возможность полного контроля.

НАДЕЖНОСТНЫЕ МОДЕЛИ АДАПТИВНЫХ МРС

Теоретически адаптация может быть реализована в любой из структур. Практически же реализация адаптации на всех уровнях мажоритарирования в структурах II и III типов является очень сложной задачей в связи с резким усложнением оборудования. Поэтому реализуются комбинированные структуры с наличием адаптации на уровнях с наименьшей надежностью.

Для адаптации МРС в общем случае предусматривается два варианта алгоритма перестройки (Кривоносов, 1990):

- после 1-го отказа система перестраивается на работу по одному каналу («рабочий канал»), второй исправный канал остается в горячем резерве («запасной канал») (алгоритм 3-1-1);
- перестройка на один исправный канал производится только после отказа двух каналов (алгоритм 3-3-1).

Как показано в работе Кривоносова (1990), целесообразность использования алгоритмов 3-1-1 и 3-3-1 растет по мере увеличения полного контроля. Выбор одного из алгоритмов адаптации зависит от требований к достоверности функционирования и безотказности средств мажоритарирования.

Следует заметить, что в многоярусных АМРС с

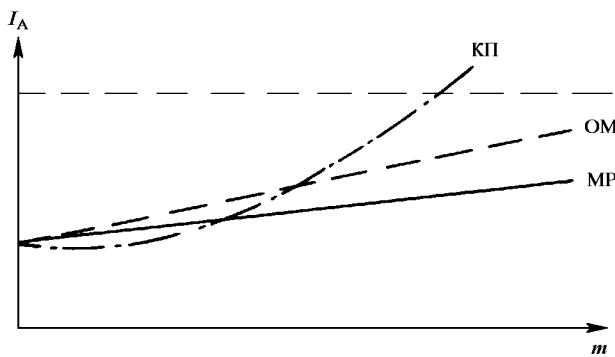


Рис. 5. Зависимость предельных времен и объема оборудования от числа ярусов

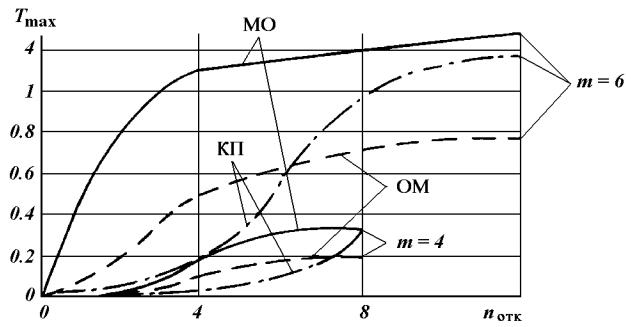


Рис. 6. Зависимость предельных времен и объема оборудования от числа отказавших фрагментов

индивидуальным доступом по управлению и общим доступом по контролю (см. рис. 1) возникает задача синтеза алгоритмов поиска работоспособных конфигураций и оценки влияния их характеристик на надежность системы. Эта задача актуальна также при разработке БУВС СУ КА, функционирующих в условиях экстремальных воздействий, когда необходимо в ограниченное время реализовать процесс «реанимации» системы. Его сердцевиной является процедура выбора работоспособной конфигурации и инициализации системы. Операционный реконфигурационный базис для синтеза алгоритмов образуют процедуры перебора (Харченко, 1992):

— от мажоритарных к одноканальным конфигурациям (МО) с максимальным временем —

$$T_{\max}^{\text{MO}} = 4^m(\tau_T + \Delta\tau),$$

где τ_T — время тестирования одной конфигурации; $\Delta\tau$ — время формирования следующей конфигурации;

— от одноканальных к мажоритарным конфигурациям (ОМ), для которых

$$T_{\max}^{\text{OM}} = (3^m + m)(\tau_T + \Delta\tau),$$

а также их последовательные и параллельные модификации (Харченко, 1992). Выбор процедур осуществляется с учетом ограничений на допустимое время реконфигурации и характеристик вычислительной сложности и безотказности средств аппаратно-программной поддержки. Графики зависимости предельных времен и объема оборудования от числа ярусов и числа отказавших фрагментов для процедур МО, ОМ и комбинированной процедуры (КП) показаны на рис. 5 и 6 соответственно.

ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ

В НПО «Хартрон» накоплен большой практический опыт создания высоконадежных БУВС с использованием рассмотренных стратегий резервирования. Последняя из разработок, специализированная ЭВМ М-186, обладает такими характеристиками:

Центральный процессор	на базе 80C186XL (математический сопроцессор 80C187)
Емкость ОЗУ	0.5 Мбайт
Емкость Flash-памяти	128 кбайт
Быстродействие	2.5—5 млн. коротких операций в секунду
Разрядность адрес/данные	20/16
Производительность по смеси Шаттл	350—700 тыс. оп./с
Быстродействие, Мфлопс	0.25—0.5 (определяется сопроцессором 80C187)
Совместимость с IBM PC XT/AT	снизу вверх
Обеспечение надежности	троированная структура с адаптацией на уровне магистралей, синхронная
Связь с объектами контроля и управления	дублированная шина ISA

Кривоносов А. И. Методические вопросы проектирования и эксплуатации СЦВМ. — Харьков, НПО «Электроприбор», 1990.—123 с.

Половко А. М. Основы теории надежности. — М.: Наука, 1964.—446 с.

Харченко В. С. Структурная организация отказоустойчивых и живущих систем летательных комплексов. — Харьков, 1992.—112 с.

Харченко В. С., Литвиненко В. Г., Терещенков С. В. Обеспечение устойчивости УВС к физическим дефектам и дефектам проектирования программно-аппаратных средств // Зарубежная радиоэлектроника.—1992.—№ 6.—С. 18—35.

УДК 536.48:629.785

Криогенная техника в космических исследованиях: разработки ФТИНТ НАН Украины

С. И. Бондаренко, А. М. Кислов

Фізико-технічний інститут низьких температур ім. Б. І. Веркіна НАН України, Харків

Надійшла до редакції 17.05.95

Приведены результаты исследований и разработок Физико-технического института низких температур им. Б. И. Веркина НАН Украины в области криогенного оптико-электронного, масс-спектрометрического и сверхпроводникового космического приборостроения, наземной инфракрасной аппаратурой для исследования космических объектов, бортовых систем криостатирования, криогенно-вакуумных имитаторов космического пространства, космического материаловедения и технологий.

Физико-технический институт низких температур (ФТИНТ) Национальной академии наук Украины был создан в 1960 г. по инициативе Б. И. Веркина, ставшего его первым директором и возглавлявшего институт в течение почти 30 лет. Среди широкого круга научных направлений института одно из ведущих мест занимают научно-прикладные исследования и разработки, связанные с использованием криогенной техники в космических исследованиях.

К наиболее важным направлениям института в этой области относится разработка криогенно-вакуумных имитаторов условий космического пространства и бортовых систем криостатирования, сверхпроводниковая электроника, криогенное аэрокосмическое приборостроение, а также космическое материаловедение. В последние 20 лет работы по всем этим направлениям сосредоточены главным образом в Специальном конструкторско-технологическом бюро (СКТБ) по криогенной технике ФТИНТ. Научным руководителем СКТБ и инициатором важнейших разработок был Б. И. Веркин.

В предлагаемой статье приведен обзор основных результатов выполненных работ и кратко рассмотрены задачи планируемых разработок, направленных на применение криогенной техники в космических исследованиях.

1. КРИОГЕННАЯ ИНФРАКРАСНАЯ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННАЯ АППАРАТУРА

В инфракрасном (ИК) диапазоне длин волн больше 1 мкм из-за атмосферного поглощения наблюдение естественных и искусственных космических объектов с поверхности Земли можно проводить, как известно, только в небольшой группе окон прозрачности, расположенных почти полностью в спектральном интервале 1...25 мкм. Эмиссия атмосферы ограничивает предельно достижимую нижнюю границу фонового потока и его шума на фотоприемнике, а неоднородность и временные вариации этой эмиссии приводят к дополнительному шуму. Эти ограничения на проведение наблюдений во всем ИК-диапазоне 1...1000 мкм практически полностью снимаются, если телескоп вынесен за пределы атмосферы и установлен на космическом аппарате (КА), у которого характеристики собственной внешней атмосферы удовлетворяют необходимым требованиям.

Для обеспечения минимального уровня собственного шума фотоприемника его охлаждают до температур 80...1 К, а для минимизации шума инструментального фонового потока необходимо охлаждать оптику телескопа и «обрамляющие» ее и

фотоприемник элементы конструкции. Помимо этого оптическая система и конструкция телескопа должны обеспечивать высокую степень подавления фонового излучения от внешних внеполевых источников.

В космических астрономических ИК-телескопах до низких температур охлаждается вся оптическая система (оптика фокальных приборов, объектив, светозащитные бланды и экраны), так что чувствительность фотоприемников ограничивается фоном естественных источников излучения (зодиакальная эмиссия, межзвездная пыль и др.). В наземных астрономических телескопах и космических (самолетных) телескопах для дистанционного зондирования Земли охлаждается фотоприемное устройство, полевая и согласующая оптика фокальных приборов. Рабочая температура этих элементов выбирается так, чтобы фотоприемник работал в режиме ограничения инструментальным фоном (теплый телескоп) и фоном от внешних источников излучения (атмосфера, Земля и др.).

В ФТИНТ в течение примерно 15 лет проводятся разработки наземной, самолетной и космической ИК-аппаратуры для астрономических наблюдений, обнаружения и контроля космических аппаратов, дистанционного зондирования поверхности Земли.

1.1. При разработке космических ИК-телескопов с охлаждаемой оптикой выполнен широкий комплекс теоретических, экспериментальных и конструкторских работ, создан ряд стендов и установок для исследования и испытания отдельных элементов и подсистем криогенных телескопов.

Теоретические исследования были направлены на разработку принципов построения, математических моделей и методик расчета криогенного ИК-телескопа и его подсистем, условий функционирования на орбите, на решение задач планирования космического эксперимента. Разработаны методики и компьютерные программы для решения задач анализа и синтеза оптических систем, для математического моделирования и энергетического расчета оптико-электронного тракта телескопа. Созданы методика и программы для расчета фоновой облученности фотоприемников потоками собственного излучения от элементов оптики и конструкции телескопа и рассеянным излучением от внешних внеполевых источников. В результате этих расчетов определяются степень помехозащищенности плоскости изображения от внутренних и внешних внеполевых источников, допустимые температуры и градиенты температур оптики и элементов конструкции телескопа, допустимые углы линии визирования относительно направлений на Солнце, Землю, Луну и т. п.

Разработаны методика и пакет программ для теплового проектирования космического криогенного ИК-телескопа (Басенко и др., 1990). Пакет программ позволяет проводить расчет орбитального движения КА по заданным начальным параметрам орбиты, расчеты нестационарных тепловых нагрузок элементов телескопа от внешних источников излучения (Земля, Солнце), нестационарных тепловых режимов отдельных элементов и узлов телескопа (Кислов, Плетнев, 1990), криогенной системы и всего телескопа (Плетнев и др., 1988; Pletnyov et. al., 1990).

Для анализа возможностей наблюдения заданных объектов и участков неба разработана методика и программа вычисления функции наблюдаемости этих объектов с учетом допустимого уровня помехового облучения телескопа от внеполевых источников (Солнце, Земля, Луна и планеты). Функция наблюдаемости определяется временем, в течение которого объект находится вне зон с недопустимым уровнем воздействия источников помех, отнесенными к длительности космического эксперимента.

Экспериментальные исследования были направлены прежде всего на изучение свойств различных материалов для изготовления криогенной оптики и элементов конструкции телескопа (Лаврентьев, 1991). В интервале температур 300—30 К исследовались механические и теплофизические свойства, их однородность и изотропность, размерная и структурная стабильность при термоциклировании бериллия, алюминиевых сплавов, карбида кремния, кремния, ситалла и др. Среди изученных материалов ситалл СО-115М имеет наилучшие показатели по размерной стабильности и изотропности физико-механических свойств, хотя у него самое низкое значение коэффициента Максутова.

Разработаны и исследованы криостойчивые интерференционные многослойные покрытия и ИК-фильтры для диапазона 2—25 мкм со стабильными оптическими характеристиками в интервале температур 300—8 К (Беляева, Сиренко, 1991). Экспериментально исследованы схемы и технология изготовления эффективной и бездеформационной системы теплоотводящих контактов хладопровод — зеркало, в частности, для зеркал из ситалла и кремния (Беляева и др., 1992; Беляева и др., 1994). Предложен ряд вариантов такой системы контактов, которая должна обеспечивать за приемлемое время охлаждение объектива до температур 80—10 К при минимальных перепадах температуры на контактах и допустимых температурных градиентах в охлаждаемых элементах.

Экспериментальные исследования и отработоч-

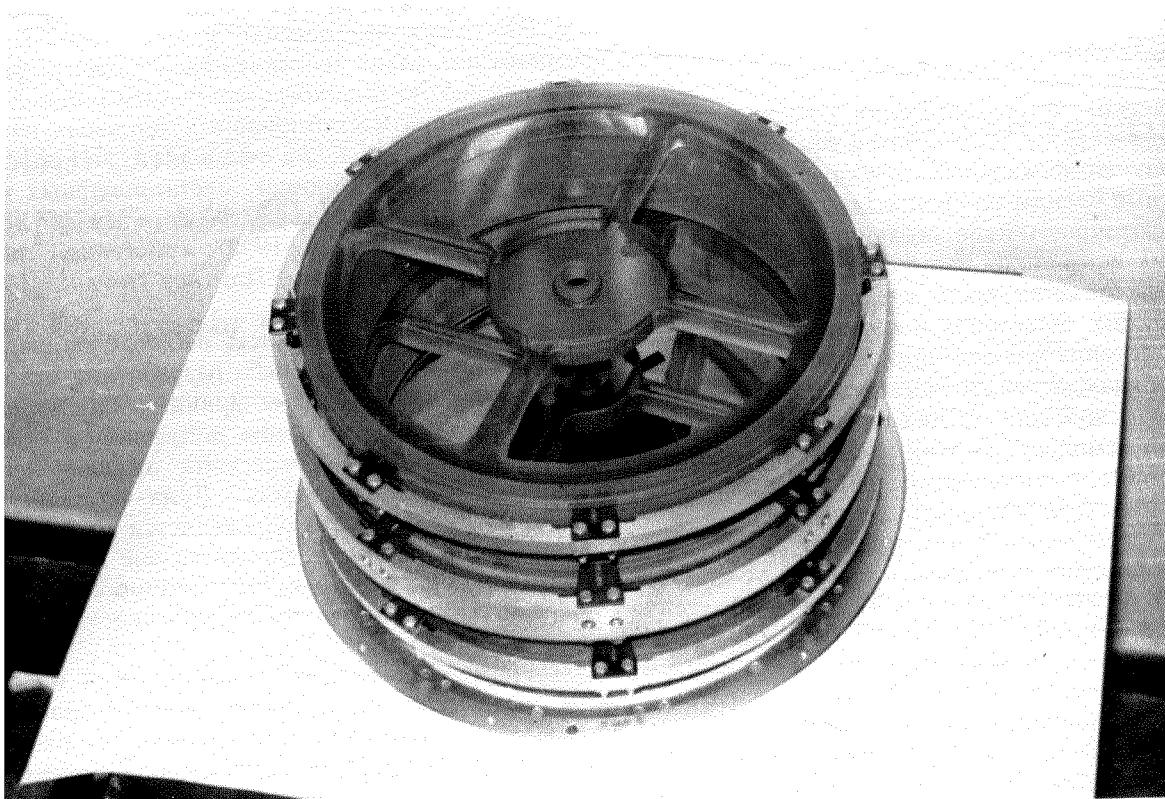


Рис. 1. Ситалловый объектив диаметром 350 мм для криогенного ИК-телескопа

ные испытания элементов и узлов криогенного телескопа проводились при выполнении конструкторско-технологических работ. Для криогенного астрономического телескопа «Холод-ИКФ» была предложена (Г. К. Кладов) и разработана конструкция цельноситаллового 4-зеркального объектива диаметром 350 мм (рис. 1). Эти объективы, изготовленные Крымской астрофизической обсерваторией, испытывались на специально изготовленных криогенно-вакуумных и криогенно-оптических стендах (руководитель работ — Н. М. Левченко). Криогенно-оптические испытания объектива проводились в видимом диапазоне спектра в режиме термоциклирования 300—10 К. В теплом состоянии угловой размер aberrационного кружка по всему полю зрения объектива не превышал 20''. В процессе термоциклирования при градиентах температуры на объективе до 50 К aberrационный кружок увеличивался до 22''. В установившемся «холодном» состоянии при максимальном градиенте температу-

ры на объективе не более 10 К и в установившемся «теплом» состоянии после отогрева размер aberrационного кружка был практически равен 20''.

Широкоугольный (14°) светосильный ($D/f = 1:1.25$) зеркальный объектив диаметром 120 мм из ситалла (два зеркала — асферические, два — сферические), разработанный и изготовленный совместно с НПО «Измерительная техника» (Калининград, Московская обл.) испытывался в интервале температур 300—20 К (руководитель разработки — В. М. Науменко). Испытания этого объектива показали, что в установившемся «холодном» состоянии при 20 К он имеет примерно такое же качество изображения, что и при 300 К.

Объектив испытывался на специализированном стенде, разработанном для исследований оптико-электронного тракта криогенных телескопов в видимом и ИК-диапазонах спектра (руководитель разработки — В. М. Науменко). Стенд содержит криогенный коллиматор (диаметр 200 мм, фокус-

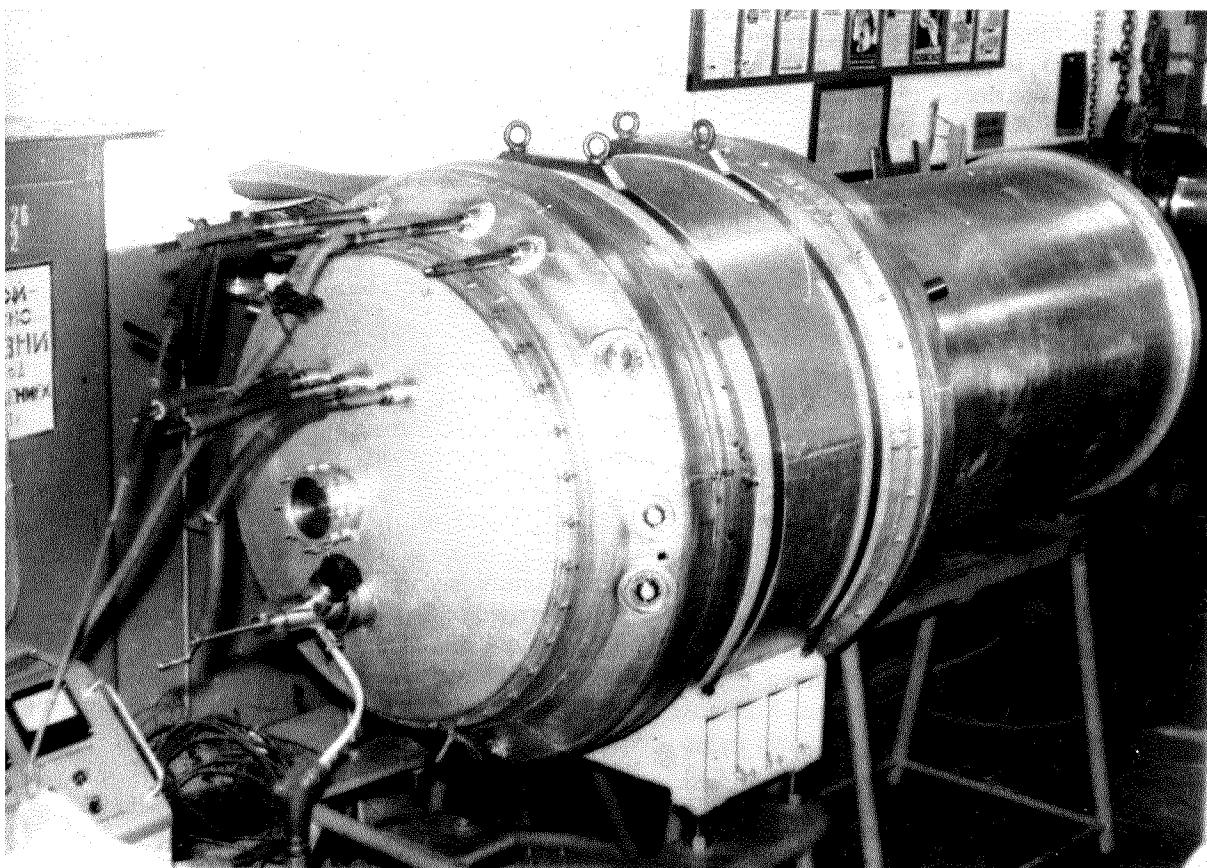


Рис. 2. Полномасштабный макет криогенного ИК-телескопа

ное расстояние 1800 мм), оснащен источниками калибровочного, фонового и сигнального потоков излучения, фотоприемным устройством, системами поддержания и контроля температур, обработки информации. В стенде можно обеспечить три независимых уровня охлаждения в интервале 5—300 К, углы падения на вход объектива потока излучения в интервале $0 \pm 10^\circ$ с точностью установки $30''$.

В 1982—1989 гг. был разработан и изготовлен полномасштабный макет криогенного астрономического ИК-телескопа, предназначенного для измерения пространственного распределения и спектральных характеристик излучения дискретных и протяженных космических источников в диапазоне 6—25 мкм (руководители разработки — Г. К. Кладов, Б. П. Ткач). Предполагалось, что телескоп будет работать на орбите высотой 400—450 км в режиме сканирования небесной сферы.

Объектив телескопа (см. рис. 1) имеет диаметр 350 мм, относительное отверстие 1 : 3.3, угол поля

зрения $48'$, aberrационный кружок рассеяния по всему полю не более $20''$. Спектральные диапазоны: 6—9, 9—13, 14—20, 6—25 мкм. Фокальные приборы — два фильтровых фотометра низкого ($4' \times 12'$) и высокого пространственного разрешения.

Криогенная система — криостат со сверхтекучим гелием при температуре 1.8 К, объем гелия 400 л. Температура фотоприемников ~ 3 К, оптики ~ 20 К, бленды 35—40 К. Габариты телескопа: диаметр 1250 мм, длина 2400 мм. Масса телескопа 450—500 кг. Общий вид макета телескопа показан на рис. 2.

В настоящее время для решения различных задач дистанционного зондирования Земли из космоса разрабатывается ИК-спектрорадиометр (руководитель проекта — В. М. Науменко) для космического аппарата «Сич» с высотой орбиты 600—700 км. Проектом предусматривается, что радиометр должен иметь несколько спектральных каналов в диапазонах 3...5 и 8...13 мкм; пороговая разность

температур не хуже 0.1—0.3 К, абсолютная точность радиометрической калибровки — не хуже 10 %. Пространственное разрешение радиометра должно составлять 50 м (в надире) при полосе захвата 50 км с возможностью перенацеливания вперед — назад на 20° и вправо—влево на 40°.

В радиометре будет использоваться зеркальный объектив с диаметром входного зрачка 300 мм и фокусным расстоянием 750 мм; угол поля зрения объектива $\sim 4.8^\circ$. В качестве приемников ИК-излучения предполагается использовать отечественные линейки с чувствительными элементами на основе КРТ и ПЗС-коммутатором на кремнии. Линейка каждого спектрального канала содержит 1200 чувствительных элементов размером $50 \times 50 \text{ мкм}^2$ и комплектуется охлаждаемым полосовым светофильтром. Рабочая температура приемников 75—78 К, обнаружительная способность $3 \cdot 10^{10}$ — $1 \cdot 10^{11} \text{ см} \cdot \text{Гц}^{1/2} / \text{Вт}$.

Для охлаждения элементов фотоприемного устройства (линейки, светофильтры, диафрагмы и защитные экраны) используется комбинированная система, содержащая аккумулятор холода и газовую криогенную машину Сплит-Стирлинга с линейным электромеханическим приводом. Холодопроизводительность машины — 10 Вт, ресурс — не менее 5000 часов. Фотоприемники монтируются внутри аккумулятора холода, что обеспечивает стабильность температуры приемников. Масса криогенной системы не более 85 кг, масса спектрорадиометра не более 400 кг.

1.2. Для решения различных прикладных и народнохозяйственных задач проводятся разработки и изготовление радиометрической и тепловизионной ИК-аппаратуры с охлаждаемыми фотоприемными устройствами (руководитель разработок — А. И. Щерковский).

Разработан проект стереоскопической тепловизионной системы длястыковки пилотируемого космического аппарата с некооперируемыми КА на теневой стороне Земли. Прибор имеет три сменных поля зрения: $2^\circ \times 2^\circ$, $4^\circ \times 4^\circ$ и $8^\circ \times 8^\circ$ с угловым разрешением соответственно $1' \times 1'$, $2' \times 2'$ и $4' \times 4'$ при 100 % модуляции сигнала, частота кадров — 25 Гц, чувствительность к температурному контрасту 0.2 К. В качестве приемника излучения используется 64-элементная линейка с размерами чувствительных элементов $50 \times 50 \text{ мкм}^2$ из материала КРТ (кадмий—ртуть—теллур) с максимумом спектральной характеристики на 12 мкм. Приемник имеет рабочую температуру 80 К, которая обеспечивается дроссельной криогенной системой, работающей от баллонов высокого давления с газообразным азотом. В состав тепловизионной систе-

мы входит корреляционный блок, позволяющий по стереопаре изображений определять расстояние до заданной детали конструкции КА.

Для дистанционного исследования земной поверхности с борта аэросъемочных самолетов был создан сканирующий радиометр-спектрофотометр (РСФ) с азотным уровнем охлаждения. Радиометр построен по схеме измерения абсолютных сигналов, имеет угол обзора 60° , ИК-съемка может производиться одновременно в 5 спектральных диапазонах (4 диапазона в области 0.6—1.1 мкм, интегральный диапазон 8—14 мкм). Прибор представляет собой комплекс аппаратуры, выполняющей многоспектральную съемку, регистрацию сигналов, визуализацию изображений на экране телевизионного монитора, предварительную обработку сигналов, ввод в ЭВМ и окончательную целевую обработку изображений.

В последние годы были разработаны малогабаритные сканирующие тепловизионные системы для исследования земной поверхности с борта легких авианосителей. Эти приборы имеют угол обзора 60° , рабочий диапазон длин волн 8—14 мкм, угловое разрешение 1—2 мрад, чувствительность к температурному контрасту 0.1 К. Измеряемая информация вводится непосредственно в ПЭВМ и может затем выводиться в реальном масштабе времени на дисплей в монохромном или цветном виде. На рис. 3 изображена одна из таких тепловизионных систем массой до 4 кг.

Проведены экспериментальные исследования эффективности применения авиационной ИК-аппаратуры для решения задач экологического и сельскохозяйственного мониторинга. На Шебелинском экспериментальном полигоне с борта самолета АН-2 радиометр РСФ уверенно обнаруживал с высоты 300 м утечки газа с дебетом до $70 \text{ м}^3/\text{сут}$ из магистральных газопроводов. На поверхности Черного моря аппаратура обнаруживала с высоты 1500 м пятна, соответствующие $\sim 10 \text{ л}$ нефтепродуктов. Работы на озере Дрюкшай позволили определить масштабы теплового загрязнения окружающей среды сбросами Игналинской АЭС. Эксперименты по сельскохозяйственному мониторингу показали, что ИК-радиометр позволяет составлять земельный кадастровый план, определять продуктивность полей, горных пастбищ и др.

Разработанная ИК-аппаратура используется в Институте геологических наук НАН Украины, Экологическом Центре Беларусь, Институте караульеводства АН Казахстана, Институте лесного хозяйства АН Чехии и ряде других организаций.

1.3. На основе результатов исследований и разработок ФТИНТ в области фундаментальной сверх-

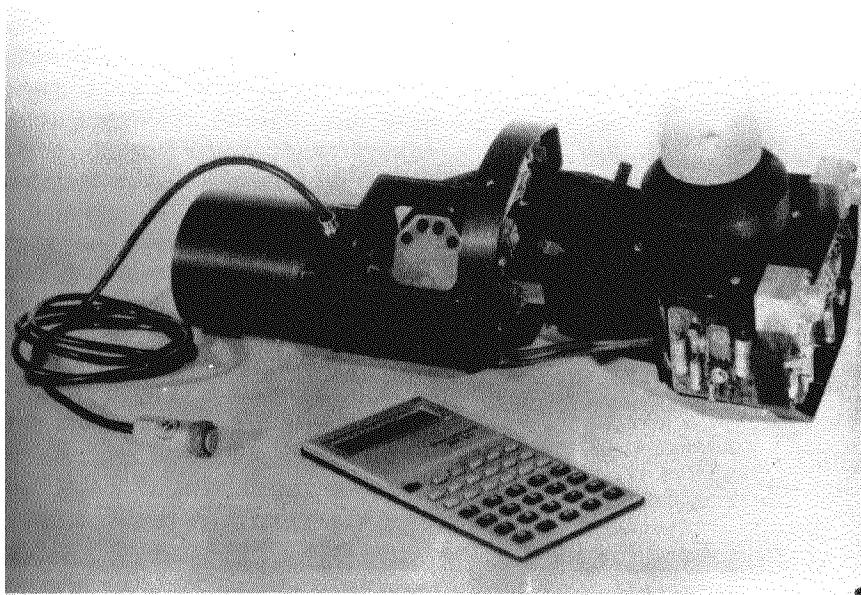


Рис. 3. Малогабаритная тепловизионная система для исследования земной поверхности

проводимости и гелиевых систем охлаждения созданы сверхпроводниковые (СП) неселективные болометры—приемники ИК-излучения, предназначенные для высокочувствительных радиометрических, спектрометрических и тепловизионных систем (Бондаренко, Иванов, 1985; Коноводченко и др., 1987; Verkin et al., 1980).

Основные характеристики базовых типов инфракрасных СП приемников: спектральный диапазон — 2...25 мкм (с возможным расширением до 500 мкм); НЕР = $1.4 \cdot 10^{-15} \dots 3 \cdot 10^{-12}$ Вт/Гц $^{1/2}$ при постоянной времени соответственно $3.2 \cdot 10^3 \dots 1.1 \cdot 10^5$ с. Рабочая температура ИК-приемников в зависимости от их типа и назначения составляет ~ 0.3...2 К. Для охлаждения приемников и приемных блоков ИК-аппаратуры (фотометры, спектрофотометры и др.) разработана и изготавливается серия автономных малогабаритных криогенных систем с рефрижераторами на He^4 и He^3 . Такие криогенные системы работают в составе ИК-фотометра и спектрофотометра наземных астрономических телескопов для охлаждения СП болометров и согласующей оптики.

Разработан, изготовлен и установлен на 125-см телескопе Крымской лаборатории Государственного астрономического института им. Штернберга (ГАИШ) ИК-фотометр для астрономических исследований (Коноводченко и др., 1992в). Порог чувствительности фотометра в спектральном диапазоне

8—12 мкм, измеренный по трем стандартным звездам, составляет $\sim 1 \cdot 10^{-14}$ Вт/Гц $^{1/2}$, что в 2—3 раза ниже фотонного шума телескопа. Проведено фотометрирование переменной звезды СН Суг и двойной звезды β Per. Для двойной звезды СН Суг, имеющей пылевую оболочку, зарегистрировано увеличение яркости в 1.5 раза по сравнению с наблюдениями 1987 г. Измеренный впервые поток на 10 мкм от β Per соответствует предсказанному для звездных компонентов этой двойной системы, что означает отсутствие у нее пылевой околозвездной оболочки.

Для наземного телескопа АЗТ-24 разработан и изготовлен быстродействующий фильтровый ИК-спектрофотометр (Коноводченко и др., 1992б), предназначенный для использования в системах экологического мониторинга и контроля околоземного космического пространства, для астрофизических исследований (рис. 4). В фотометре используется высокочувствительный СП болометр, работающий при температуре ниже 1 К. Фотометр имеет в диапазоне 3.45—14.9 мкм восемь спектральных полос, выделенных холодными фильтрами и соответствующих стандартным фотометрическим полосам (можно расширить спектральный диапазон до 1—1000 мкм). Чувствительность фотометра ограничена только фотонным шумом телескопа и атмосферы (в спектральном диапазоне 8—12 мкм в среднем величиной $2 \cdot 10^{-14}$ Вт/Гц $^{1/2}$).

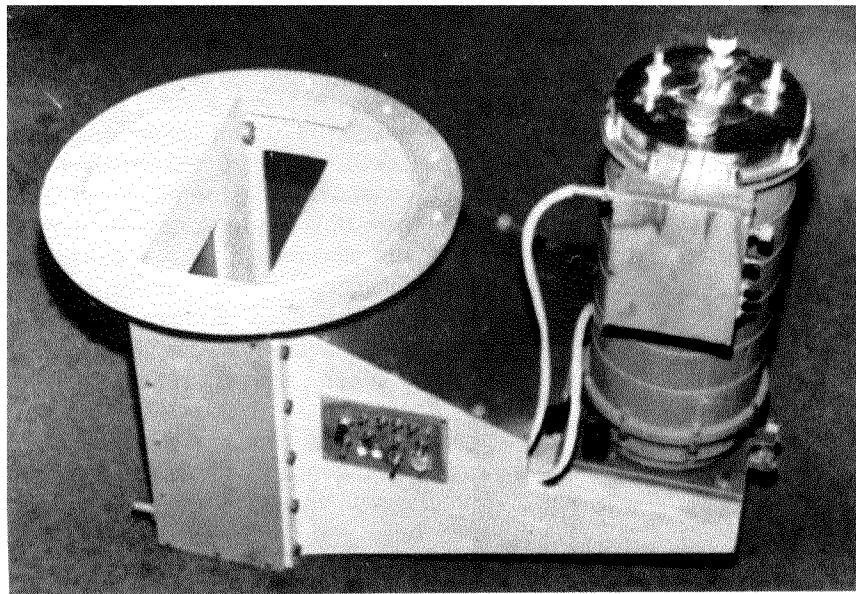


Рис. 4. Инфракрасный спектрофотометр (в гелиевом криостате) для наземного телескопа

Проведены натурные испытания ИК-спектрофотометра на обсерватории (г. Майданак, 2700 м над уровнем моря). Спекрофотометрия искусственных космических объектов показала, что даже при использовании телескопа средних размеров (диаметр 0.5 м) зарегистрированная в реальном масштабе времени кривая блеска достоверно характеризует объекты. При фотометрировании небольшого ИСЗ (площадь сечения менее 1 м²) на дальности около 2000 км температура его поверхности была определена с погрешностью 1–2 К.

Разброс фотометрических отсчетов эталонной звезды (α Нег) во время сеанса наблюдений не превышала 0.5 %, что сравнимо с естественными изменениями условий наблюдения.

Разработаны и изготовлены низкофоновые метрологические стенды для аттестации энергетических характеристик сверхпроводниковых и полупроводниковых ИК-приемников (Коноводченко и др., 1992а). Эти стенды работают в НПО «Орион», НПО «Пульсар» и НПО «Электрон».

Создан уникальный абсолютный ИК-радиометр для аттестации интенсивности источников излучения, предназначенный для применения в системе Государственных эталонов низких уровней энергетической освещенности. Разработаны и изготовлены экспериментальные образцы низкофоновых метрологических комплексов нового поколения для

аттестации практически любого типа современных приемников ИК-излучения по всем основным параметрам в условиях низких и сверхнизких уровней освещенности. Впервые обеспечена прямая проверка абсолютными средствами.

2. РАЗРАБОТКА СВЕРХПРОВОДНИКОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ МАГНИТОМЕТРОВ

В СКТБ ФТИНТ более 20 лет успешно проводились работы по созданию и применению высокочувствительных сверхпроводниковых магнитометров на основе сквидов (Бондаренко, Шеремет, 1982; Бондаренко и др., 1985). Уровень этих разработок в значительной степени определял достижения бывшего СССР. Большой опыт накоплен в создании бортовых СП-магнитометров.

Традиционно на отечественные и зарубежные КА устанавливались несверхпроводниковые магнитометры. Привлекательность СП-магнитометров заключается в их более высокой (на порядки) чувствительности, помехозащищенности и в малом энергопотреблении. Так, чувствительность изготовленных образцов магнитометров достигает 10^{-14} – 10^{-15} Т/Гц^{1/2}, в градиентометрическом варианте — 10^{-13} Т/Гц^{1/2}. м при астатизме 10^{-5} – 10^{-6} (при базе 20 см). При этом разработаны новые методы подав-

ления и компенсации помех до указанных выше значений индукции поля и градиента. Малое энергопотребление СП-магнитометров становится особенно важным при дальних длительных полетах, когда плотность потока солнечной энергии становится недостаточной для функционирования несверхпроводящих магнитометров.

В 1993—1994 гг. в рамках Государственной космической программы Украины по проектам «Раскат» и «Сканер» выполнены первые этапы работы по созданию космического СП-магнитометра на базе ВТСП материалов с рабочей температурой 77—80 К (Shablo et al., 1994). Результаты этих исследований могут быть положены в основу разработки перспективного помехозащищенного космического магнитометра с чувствительностью 10^{-13} — 10^{-14} Т/Гц $^{1/2}$ для решения задач прогноза землетрясений по проекту «Предупреждение».

3. МАСС-СПЕКТРОМЕТРЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Масс-спектрометрический метод — наиболее универсальный физический метод анализа состава остаточных газов и веществ, основанный на разделении частиц по отношению массы к заряду. Он дает полную качественную и количественную характеристику смесей веществ с высокой чувствительностью и точностью. Только с помощью масс-спектрометрической (МС) аппаратуры, работающей непосредственно в условиях космического пространства, возможно решение важнейших фундаментальных и прикладных задач космотехнологии: определение состава и динамики собственной внешней атмосферы КА, характеристик процессов маскопереноса вблизи корабля, дегазации и десорбции конструкционных материалов и т. п. Бортовые МС-приборы, устанавливаемые на ракетах, спут-

никах или спускаемых аппаратах, являются одними из основных инструментов для измерения газового состава атмосфер Земли и планет.

Ранее применение МС-приборов было ограничено их большими габаритами, массой и сложностью аппаратуры. В СКТБ ФТИНТ впервые был разработан и изготовлен радиочастотный монополярный масс-спектрометр, который стал основой целой серии МС-приборов, нашедших применение в космическом приборостроении, физических экспериментах и различных отраслях народного хозяйства (Багров и др., 1969).

Масс-спектрометры второго поколения Р-10, АМС-10 и РМС-10 являются бортовыми приборами: Р-10 предназначен для работы в открытом космическом пространстве на искусственных спутниках Земли и орбитальных станциях; РМС-10 — ракетный масс-спектрометр для зондирования атмосферы на высотах от 40 км и выше; АМС-10 предназначен для продолжительной работы на аэростатах на высотах от 25 км и выше. Все приборы оснащены азотными и гелиевыми крионасосами высокой производительности. Масс-спектрометр «Монополь» предназначен для стендовых исследований в имитаторах космического пространства, оснащен автономными системами вакуумирования, калибровки по эталонным веществам, управляемой ПЭВМ с банком данных индивидуальных соединений. Основные параметры этих приборов приведены в табл. 1. На рис. 5 показан общий вид одного из бортовых масс-спектрометров.

Бортовые МС-приборы устанавливались на метеорологических ракетах МР-12 и ракетах типа «Вертикаль» для изучения газового состава верхних слоев атмосферы Земли (Багров и др., 1977). Установленные на спускаемых аппаратах «Венера-9» и «Венера-10» приборы измеряли состав подоблачного слоя атмосферы Венеры (Сурков и др., 1978). На основе полученных результатов измерений были

Таблица 1. Основные параметры масс-спектрометров

Параметр	Р-10	АМС-10	РМС-10	«Монополь»
Диапазон анализируемых массовых чисел, а. е. м.	2...200	2...200	2...150	2...600
Разрешение на уровне 10 % высоты пика Ar	1	1	1	0.5
Чувствительность, об. %	$1 \cdot 10^{-2}$	$1 \cdot 10^{-2}$	$1 \cdot 10^{-1}$	$1 \cdot 10^{-4}$
Скорость развертки, с	100	4...40	0.5; 0.2	40...2000
Напряжение питания, В	27	27	27	380/220
Потребляемая мощность, Вт	28	28	18	1500
Габаритные размеры, мм	$\varnothing 170 \times 500$	$\varnothing 600 \times 500$	$\varnothing 300 \times 500$	$800 \times 680 \times 850$
Масса, кг	9	70	15	85

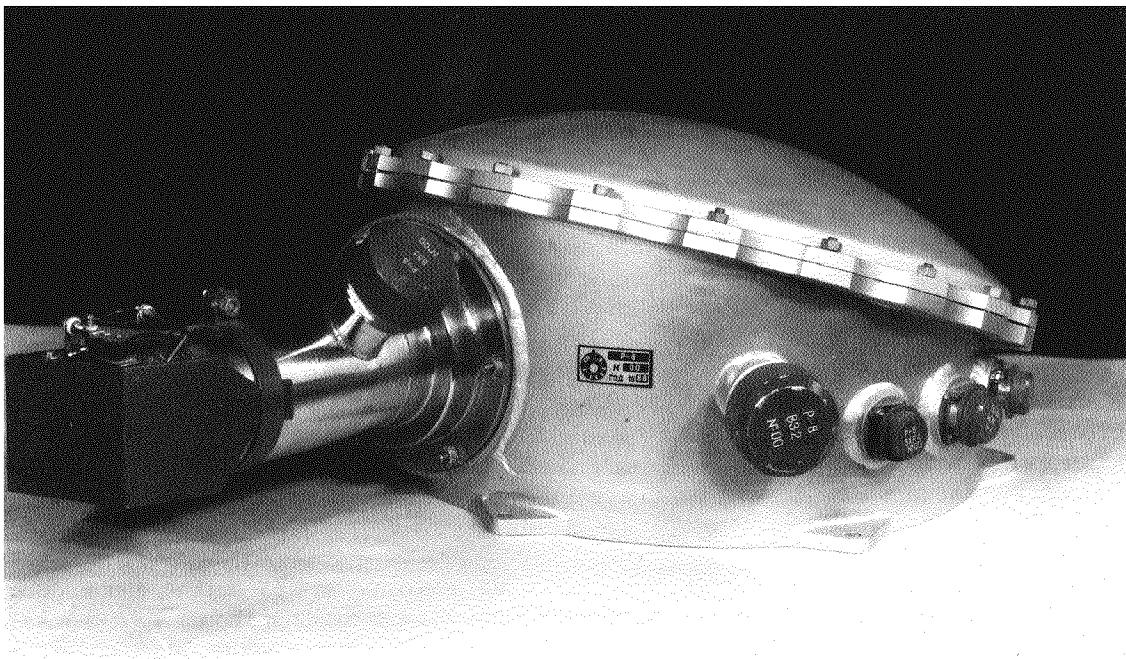


Рис. 5. Общий вид спутникового масс-спектрометра

определенны содержание азота и верхний предел содержания аммиака, впервые обнаружено присутствие соединений серы.

На борту ИСЗ «Космос-1643» и «Космос-2007» с помощью МС-приборов измерялись состав и динамика собственной внешней атмосферы спутников, пространственное распределение молекулярных потоков в зоне установки приборов (Басс и др., 1994).

В настоящее время разработаны опытные образцы МС-аппаратуры для технологических экспериментов на ИСЗ КБ «Южное» и для лабораторных исследований масштабных моделей узлов и систем космической техники в имитаторе условий космического пространства. Эти приборы отличаются от своих предшественников более высокими аналитическими характеристиками и улучшенными эксплуатационными и массогабаритными показателями.

4. КРИОГЕННЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ АППАРАТУРЫ

Для обеспечения работы глубокоохлаждаемой космической аппаратуры необходимы соответствую-

щие системы охлаждения и термостабилизации, различные по температурным уровням, холодопроизводительности, ресурсу работы, механическим, электрическим, массо-габаритным и другим характеристикам.

Одним из наиболее простых и надежных типов бортовой системы криостатирования является пассивная расходная система — криостат (аккумулятор холода) с запасом твердого или жидкого криоагента на длительный период автономной работы. Переход от испарения жидкой к сублимации твердой фаз позволяет расширить температурный диапазон применения криоагентов (например азота — до 50 К), использовать запас скрытой теплоты фазового перехода и упростить задачу разделения паровой и конденсированной фаз в условиях невесомости.

В СКТБ ФТИНТ было разработано около 20 бортовых сублимационных систем охлаждения на температуры от 10 до 190 К с ресурсом от месяца до года непрерывной работы при полезных нагрузках от 0.05 до 2.0 Вт (Веркин и др., 1979; Веркин и др., 1985; Михальченко и др., 1979). В качестве криоагентов использовались твердый азот, аргон, неон, водород, метан, углекислота и аммиак. Пара-

Таблица 2. Параметры сублимационных криостатов

Тип криостата	Рабочая температура, К	Холодо-производительность, Вт	Криоагенты	Общая масса, кг	Ресурс, мес
КТ-7	50	0.060	N ₂	32	5
КТ-12	145	0.220	CO ₂	96	12
	55±80	0.065	Ar		
КТ-18	18	0.600	Ne	40	1
КТ-7В	10	0.060	H ₂	17.5	1.5
КТ-20	74	1.9	CH ₄	140	4
	170	2.2	NH ₃		

метры некоторых типов аккумуляторов холода приведены в табл. 2. На базе аккумулятора холода КТ-7 была изготовлена первая в СССР долгоживущая автономная система охлаждения для ИК-телескопа ИТС-К, которая успешно работала на орбитальной станции «Салют-4».

Для достижения высоких рабочих параметров и характеристик пассивных аккумуляторов холода был проведен комплекс исследований и разработок, направленных на изучение особенностей тепломассопереноса в системах теплозащиты криостата, в баках с рабочими криоагентами и в самих твердых криоагентах (Веркин и др., 1980; Веркин и др., 1985; Гетманец, Михальченко, 1982; Verkin et al., 1979; Mikhalchenko et al., 1990). Были предложены новые типы экранно-вакуумной теплоизоляции и отработана технология ее монтажа, разработана методика расчета и оптимизации конструкции теплозащиты, отработаны конструктивные решения основных узлов криостатов. Разработаны методы плотной заправки криостатов криоагентами, комплекс контрольно-заправочных и вспомогательных средств для обслуживания аккумуляторов холода на всех этапах подготовки и испытаний охлаждаемых приборов и устройств. Рассмотрены пути повышения эффективности таких расходных систем за счет сочетания их с другими охладителями, в частности, с радиационными системами (Кислов и др. 1979; Kislov et al., 1984).

Охлаждение до азотных температур на космических аппаратах может быть достигнуто с помощью радиационных систем. Одна из проблем при использовании таких систем связана с загрязнением и деградацией поверхностей излучателя и экранов теплозащиты при воздействии собственной внешней атмосферы корабля. Поэтому создание радиационных систем с большим ресурсом работы (1...5

лет) и на значительные полезные тепловые нагрузки (1 Вт и больше) является задачей, решение которой определяется как параметрами орбиты и ориентацией КА, так и его собственной атмосферой. Для определения возможности применения радиационных систем криостатирования применительно к конкретному космическому аппарату разработана методика расчета тепловых режимов таких систем при длительной работе на орбите, с помощью этой методики разработан ряд конструкций криогенных радиаторов.

Для обеспечения ресурса криогенной аппаратуры в несколько лет разработаны (Архипов и др., 1990; Михальченко и др., 1986) замкнутые комбинированные системы охлаждения с аккумулятором плавления и активным генератором холода, в качестве которого был использован компрессионно-дроссельный рефрижератор периодического действия (рис. 6). Размещение охлаждаемого объекта в криостате-аккумуляторе холода позволяет свести к минимуму конструктивные теплопритоки на криогенном уровне, практически исключить потери на хладопроводах, эффективно соединить рефрижератор с аккумулятором. Высокий ресурс работы системы в целом обусловлен гарантированным ресурсом компрессорного агрегата и дроссельной системы на газовой смеси (3...5 тыс. ч). Такие характеристики получены за счет использования безмоментного привода, комбинированного фильтра-адсорбера в рабочем контуре газовой смеси, щелевого уплотнения без смазки в узле поршень—цилиндр компрессора.

За счет выбора эффективной рабочей смеси (азот—углеводороды) и высокого КПД компрессора сама дроссельная холодильная система на уровне температур 80—82 К обеспечивает холодильный коэффициент 3...3.5 % или эксэнергетический КПД 8...9 %, что является высокими показателями для данного класса агрегатов. Система может вырабатывать до 40 Вт холода при энергопотреблении 1100 Вт постоянного тока (27 В) и кратности пускового тока 1.4. Разработаны системы, работающие от сети переменного тока и половинной мощности, что позволяет расширить диапазон применения таких автономных комбинированных систем криообеспечения. Система достаточно просто перестраивается на температурные уровни от 80 до 200 К. Для ее обслуживания и проведения испытаний создан комплекс контрольно-заправочного и вспомогательного оборудования, обеспечивающего цикл изготовления и эксплуатации охлаждаемой аппаратуры.

При понижении температуры криостатирования эффективность дроссельных систем на газовых сме-

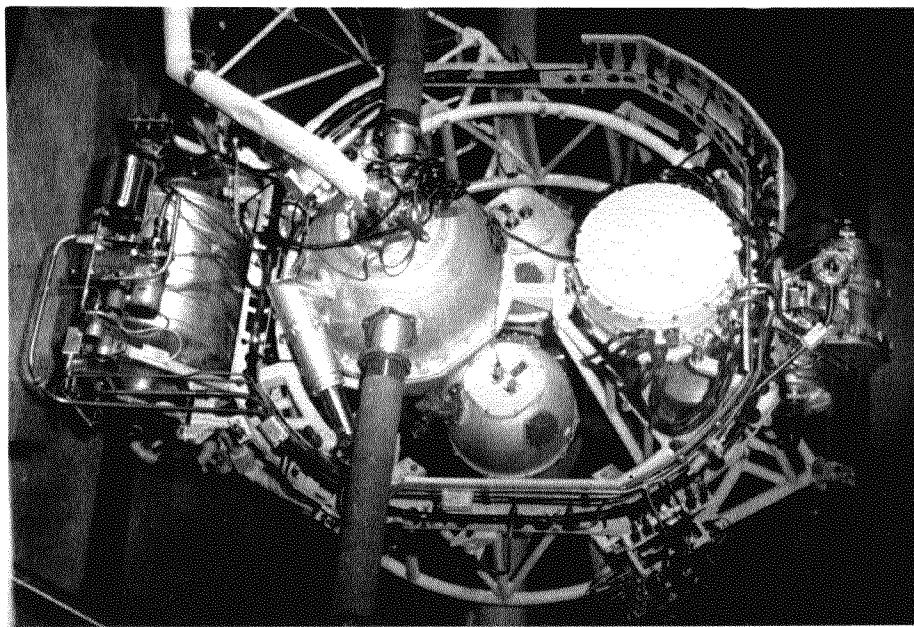


Рис. 6. Бортовая система криостатирования с аккумулятором плавления и дроссельной системой на газовых смесях

сях снижается и возможна их забивка твердой фазой высококипящих компонентов смеси. Для обеспечения температур 75 К и ниже предпочтительнее использовать в качестве генератора холода комбинированных систем газовые криогенные машины «Стирлинг». При этом из-за значительного собственного теплопритока по конструкции машины в линии ее тепловой связи с криоаккумулятором приходится использовать отключаемый хладопровод или дополнительный циркуляционный контур. Альтернативой такой схеме может быть применение в качестве источника холода газовой криогенной машины Сплит-Стирлинга. Ее эффективность ниже традиционной, но благодаря тепловой и механической развязке компрессионной и низкотемпературной частей она более удобна для комбинированной системы охлаждения с криоаккумулятором.

Такая схема используется нами в разрабатываемой системе охлаждения ИК-спектрорадиометра для КА «Січ» по проекту государственной космической программы Украины. Комбинированная система на рабочую температуру 80 К с полезной холодопроизводительностью 0.3—0.5 Вт и ресурсом 1 год должна иметь энергопотребление 70 Вт (среднесуточное 25 Вт) при массе не более 15 кг (включая системы управления и обеспечения теплового режима). Отметим, что сублимационная

система на твердом метане с примерно такими же параметрами (80 К, холодопроизводительность 0.1 Вт, ресурс 1 год) будет иметь массу 40—50 кг.

5. КРИОГЕННО-ВАКУУМНЫЕ ИМИТАТОРЫ УСЛОВИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Для отработки конструкций и испытаний на функционирование узлов, агрегатов и приборов космических аппаратов, а также для решения широкого круга задач космического материаловедения необходимы наземные испытательные и исследовательские установки-имитаторы основных факторов космического пространства.

В имитаторе должны моделироваться прежде всего такие факторы космического окружения: высокий вакуум (10^{-6} — 10^{-9} торр); стерильность вакуума, т. е. отсутствие загрязнений, не свойственных космической среде; низкая температура окружающей среды; допустимо малые коэффициенты возврата молекул и потоков излучения на объект испытаний («чернота» космоса). Наряду с космическим вакуумом в имитаторах необходимо моделировать излучение Солнца и планет, потоки заряженных частиц (протоны, электроны) и, в общем случае, некоторые другие факторы.

Моделирование условий космического вакуума

обеспечивается в наибольшей степени при откачке вакуумной камеры имитатора встроенным криогенными насосами. Для решения проектно-конструкторских задач при создании установок были проведены теоретические и экспериментальные исследования в области физики криогенного вакуума, сформулированы физические основы моделирования условий космического пространства (Веркин и др., 1968а). Разработаны эффективные методы решения задач молекулярного и лучистого переноса в криовакуумных системах реальной конструкции (Калашник и др., 1967; Житомирский, Кислов, 1976; Кислов, Романенко, 1980), с помощью которых исследованы характеристики откачки таких систем в неравновесных условиях, проведены расчеты и оптимизация конструктивных параметров криогенных насосов.

В результате проведенных расчетно-теоретических, экспериментальных и конструкторских работ были созданы криовакуумные имитаторы с камерами различного объема для решения задач космического материаловедения и испытания отдельных узлов и агрегатов космических аппаратов (Веркин и др., 1968б; Бабенко и др., 1985). Комплексное воздействие факторов космического пространства имитируется в установках ВК18 и ВК3, которые откачиваются встроенными азотно-гелиевыми криоконденсационными насосами. Вакуумные камеры этих установок имеют параметры: полезный объем 50 л и 3 м³, предельный вакуум 5·10⁻¹⁰ и 2.4·10⁻¹⁰ торр, скорость откачки криогенного насоса по азоту 18·10³ и 3·10⁵ л/с соответственно.

В этих установках имитируется видимое и инфракрасное солнечное излучение (0.2—2.5 мкм, плотность потока до 4 кВт/м²), ВУФ-излучение Солнца (50—200 нм) и мягкое рентгеновское излучение (1.5—30 нм). Протонно-электронный инжектор создает потоки электронов и протонов с энергиями до 200 кэВ и токами на мишени 50 мА и 1 мА соответственно.

В установках В26А и В60 имитируется высокий вакуум, холод и чернота космического пространства (полезный объем 70 л и 100 л, предельный вакуум 5·10⁻¹⁰ торр).

Для проведения исследований и испытаний в условиях сверхвысокого вакуума и низкой температуры были разработаны и изготовлены имитаторы СВВК-100 и В41. В этих установках с полезным объемом 100 л и 2 м³ достигается предельный вакуум 1·10⁻¹² торр и скорости откачки камеры по азоту 3·10⁴ и 2·10⁵ л/с соответственно.

Высоковакуумные установки с безмаслянной системой откачки СВВК-БМО (объем 200 л) и «Вероника» (объем 300 л) были разработаны и изготовлены

для испытания объектов в условиях стерильного и «холодного» вакуума. Криоконденсационный и криосорбционный насосы, охлаждаемые до 20 К, обеспечивают предельный вакуум 5·10⁻⁹ и 5·10⁻¹⁰ торр.

Для имитации в установках воздействия заряженных частиц на материалы и узлы космической аппаратуры были созданы протонно-электронные инжекторы и ускоритель положительных ионов Не, N₂, O₂, Ne, Ar, Kr и Xe на энергию 20—200 кэВ (Маркус и др., 1980).

В качестве источника ВУФ-излучения Солнца (диапазон 50—200 нм) используются разработанные и изготовленные в институте газоструйные источники ГИС-1, ГИС-2, ГИС-3, принцип работы которых основан на возбуждении сверхзвуковой струи смеси аргона, криптона и неона плотным электронным пучком (Веркин и др., 1974). В последнее время разработан газоструйный источник излучения с коротковолновой границей 10 нм.

При наземных испытаниях космической ИК-аппаратуры необходимы источники излучений, имитирующие фоново-целевую обстановку, в частности, имитатор ИК-фона верхней атмосферы Земли. Разработан и изготовлен такой имитатор ИК-фона атмосферы Земли на высотах 90—250 км в спектральном диапазоне 2—20 мкм (руководитель разработки — Э. Т. Верховцева). Излучение имитатора генерируется колебательно-возбужденными молекулами атмосферных газов (CO₂, NO, N₂O и др.) при воздействии на сверхзвуковую струю этих газов высокочастотного электрического разряда.

6. КОСМИЧЕСКОЕ МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЕ И ТЕХНОЛОГИИ

Космическое материаловедение включает в себя широкий круг задач, связанных с исследованиями физико-химических свойств различных конструкционных материалов и покрытий в условиях длительного воздействия на них высокого вакуума, низких температур, электромагнитного и корпускулярного излучений и других факторов. Результаты исследования воздействий электромагнитного и корпускулярного излучений на материалы и покрытия, полученные в работах Б. И. Веркина, А. М. Маркуса, В. Ф. Удовенко, В. В. Абраимова и др., будут рассмотрены в специальных статьях. Здесь рассматриваются результаты исследований и разработок по таким направлениям космического материаловедения, как криогенно-вакуумное конструкционное и триботехническое материаловедение.

6.1. В задачи криогенно-вакуумного материаловедения входило создание и исследование новых конструкционных материалов, способных длительно и надежно работать в условиях космического пространства. Требовалось обеспечить сочетание таких свойств материалов, как высокая удельная прочность, достаточная пластичность, высокая усталостная прочность и трещиностойкость, высокий модуль упругости, низкий удельный вес, высокая структурная, размерная и конфигурационная стабильность, высокая теплопроводность, низкий коэффициент термического линейного расширения (КТЛР).

Были изучены закономерности поведения физико-механических характеристик широкого класса конструкционных и функциональных, в частности, оптических материалов для космической техники (чистые металлы, аустенитные нержавеющие стали, титановые, алюминиевые, никелиевые, бериллиевые сплавы, ситалл, полимеры и др. материалы, их сварные, клеевые соединения) в экстремальных условиях: низкие температуры, высокие статические и динамические нагрузки, магнитные поля, сложно-напряженное состояние (Лаврентьев, 1991).

Обнаружены нетривиальные закономерности в поведении ряда материалов, которые нельзя было предсказать путем простой экстраполяции свойств в область низких температур. Например, резкое падение предела текучести метастабильных нержавеющих сталей (типа X18Н9Т) в области температур 200 и 77 К, значительное увеличение пластичности с одновременным увеличением прочности этих сплавов при понижении температуры, что обусловлено фазовыми структурными превращениями, происходящими в материале (Плищев et al., 1983).

Впервые обнаружен переход КТЛР к отрицательным значениям при 20 К в сплавах Fe-Cr-Ni и Fe-Ni, что связано с изменением магнитного упорядочения материала (переход в состояние спинового стекла) при понижении температуры (Плищев et al., 1978).

Количественные исследования микроструктуры и фазового состояния, а также механизмов упрочнения и разрушения материалов при низкотемпературной деформации (до 4.2 К) позволили выработать критерии пластичности и прочности материалов и выяснить причину потери работоспособности материалов в экстремальных условиях (Гринберг, 1988; Lavrentev et al., 1992).

Исследована размерная и структурная стабильность материалов в условиях силовых и температурных воздействий, для большинства материалов

этим данные получены впервые (Lavrentev et al., 1983).

В интервале температур 300—4.2 К детально исследованы теплофизические характеристики конструкционных материалов (КТЛР, удельная теплопроводность), их электрические и магнитные свойства. Создана база данных о комплексе физико-механических свойств материалов специального назначения, что позволяет выработать критерий отбора и оптимального сочетания материалов в узлах космических аппаратов. Для проведения исследований разработано и изготовлено уникальное испытательное оборудование.

Кроме разработки новых материалов с повышенными теплофизическими и механическими характеристиками решались задачи улучшения свойств известных традиционных материалов. Впервые была предложена и разработана технология криогенной термомеханической обработки — низкотемпературное силовое циклирование. Такая криогенная технология значительно повышает, по сравнению с обычными видами термообработки, дефектность структуры, изотропность свойств и размерную стабильность конструкционных материалов, что приводит к улучшению их механических и эксплуатационных показателей.

Результаты исследований и разработок использовались при создании различных изделий космической техники, в частности, «Лунохода» и «Марсохода». Работы выполнялись совместно с ГОИ им. Вавилова, НПО «Композит», ВИАМ, НПО «Геофизика», НПО им. С. А. Лавочкина, ЦНИИМВ в рамках комплексных научно-технических программ, в том числе программы «Космическая физика металлов» (1986—1991 гг.).

6.2. Развитие космического материаловедения стимулировало исследования процессов трения и изнашивания материалов при их фрикционном контакте, разработку принципов обеспечения надежной и долговечной работы узлов трения КА в вакууме, газовых средах заданного состава и давления, криогенных жидкостях.

Разработаны и эффективно используются оригинальные методики для определения коэффициентов трения, интенсивности изнашивания, фрикционной долговечности, задиростойкости, несущей способности и прирабатываемости различных конструкционных материалов и тонкослойных покрытий с антифрикционными компонентами, перспективных для применения в изделиях космической техники.

Обнаружено, что механизм взаимодействия материалов в зоне контакта определяется как внешними параметрами трения (средой, нагрузкой, скоростью скольжения и т. п.) и исходными свойства

ми материалов, так и внутренними термодинамическими параметрами трибосистемы, в первую очередь динамикой структурных и фазовых превращений в поверхностных и подповерхностных слоях материалов. Установлено наличие критических параметров трения, лимитирующих образование износостойких вторичных структур, что приводит к резкому изменению триботехнических характеристик материалов (Любарский, Палатник, 1976).

Исследованы особенности структурных и фазовых превращений, механизмов трения и изнашивания в вакууме и при низких температурах. Предложен новый подход к проектированию узлов трения, основанный на представлении о материале активного слоя пары трения как сложной самоорганизующейся системе. Это позволило значительно расширить область применения существующих конструкционных материалов и покрытий, способствовало созданию новых антифрикционных и износостойких материалов с заданными свойствами.

Для железоуглеродистых сплавов и цветных металлов, антифрикционных твердых смазочных покрытий (ТСП) с дисульфидом молибдена были разработаны технологические методы повышения износостойкости металлических материалов и увеличения долговечности ТСП при одновременном уменьшении силы трения (Гамуля и др., 1981).

На основании исследования сверхтвердых ионоплазменных покрытий из нитрида титана, нанесенных на стальные поверхности, эти материалы рекомендованы для узлов трения, работающих в криогенных жидкостях и в абразивных средах (Gamulya et al., 1994). Проведенные исследования твердых тонкопленочных покрытий с антифрикционными компонентами позволили создать ряд новых ТСП для узлов трения, функционирующих в условиях переменного воздействия факторов окружающей среды: термоциклирования, циклирования воздух — вакуум, криогенная жидкость — ее пары — воздух (Лебедева и др., 1989).

На основе теоретических представлений о динамике структурных и фазовых превращений в зоне реальных фрикционных контактов с использованием методов планирования эксперимента разработаны методики проведения ускоренных триботехнических испытаний и прогнозирования долговечности узлов трения в условиях, моделирующих воздействие на пару трения основных факторов космического пространства (Gamulya et al., 1994).

Для систематизации и оперативного использования экспериментальных данных по триботехническим характеристикам материалов и покрытий разработана информационно-поисковая система «Трение и изнашивание материалов в вакууме и при

низких температурах». Полученные экспериментальные данные были аттестованы ВНИЦ МВ Госстандарта в качестве рекомендуемых справочных данных ГССД. В 1994 г. Европейская Трибологическая Лаборатория по результатам проведенной экспертизы аттестовала разработанные вакуумный и криогенный трибометры.

Результаты исследований триботехнических характеристик материалов и покрытий в вакууме при низких температурах были использованы при разработке узлов трения различных аппаратов и механизмов космической техники, при подготовке и реализации проектов «Союз», «Салют», «Космос», «Луноход», «Союз—Аполлон» и др.

6.3. В 1993—1995 гг. в СКТБ ФТИНТ начало складываться новое научное направление — технология производства в Космосе материалов с улучшенными свойствами. Фундаментом для развития этого направления служит многолетний опыт в создании бортовой аппаратуры и экспериментальных установок для космических исследований. Был разработан и изготовлен автоматический биологический анализатор «БИАН» в составе комплекса научной аппаратуры для изучения планеты Марс. «БИАН» предназначался для забора проб грунта и его анализа по 6 тестам с целью поиска признаков жизни на Марсе на микробиологическом уровне.

Научные основы ряда процессов космической технологии составляют теплообмен и гидродинамика в жидкой фазе и в газожидкостных системах в условиях микрогравитации. В ФТИНТ выполнены экспериментальные и теоретические исследования образования и устойчивости поверхности раздела фаз, возникновения и развития конвекции в жидкости, кипения жидкостей в невесомости (Веркин и др., 1988). Применительно к этим процессам разработаны и реализованы методы лабораторной имитации условий микрогравитации. Разработаны оригинальные методики выращивания монокристаллов многокомпонентных Fe-Cr-Ni, Fe-Ni и других сплавов.

В настоящее время основные усилия в этой области сосредоточены на создании технологий и бортовой аппаратуры для производства в условиях микрогравитации высокосовершенных монокристаллов многокомпонентных полупроводников типа $A_{II} - B_{VI}$, используемых в качестве приемников ИК-излучения, а также для получения сверхчистых биологически активных веществ и популяций организмов — продуцентов методами проточного электрофореза. Технологические установки предполагается оснастить оптическими системами визуализации и контроля физических параметров процессов в рабочем объеме.

Разработанные технологии и установки предназначены для использования на борту технологических космических аппаратов отечественного («Сузір'я») и зарубежного («Шаттл», «Альфа») производства. Предусматривается возможность использования наземных вариантов технологического оборудования в народнохозяйственных отраслях биотехнологии, фармацевтики, полупроводниковой техники.

К настоящему времени создан комплекс оборудования для лабораторной отработки технологий получения высококачественных модельных и реальных материалов и проведения физических экспериментов в условиях имитации микрогравитации. Работы по космическим технологиям проводятся в коoperation с КБ «Южное», Светловодским заводом чистых металлов, Государственным научным центром лекарственных средств, Центром биотехнологий. Совместно с Институтом ботаники НАН Украины (лаб. Е. Л. Кордюм) начаты оригинальные исследования компенсаторных возможностей магнитного и электрического полей при воздействии на находящиеся в невесомости биологические объекты (Н. И. Богатина, С. И. Бондаренко).

В заключение отметим, что при подготовке статьи были использованы материалы, представленные руководителями направлений и разработчиками проектов по рассматриваемой тематике. Всем им авторы благодарны за содействие и помощь, в особенности В. Т. Архипову, Г. Д. Гамуле, В. Ф. Гетманцу, В. А. Коноводченко, Ю. А. Меленевскому, В. М. Науменко, А. П. Пилипенко, Ю. А. Похилу, А. И. Церковному.

- Архипов В. Т., Дубровина Е. Н., Исхаков Ю. Ф. Некоторые особенности расчета термоаккумуляторов плавления // Тепло- и массообмен в криогенной технике. — Киев: Наук. думка, 1990.—С. 80—97.
- Бабенко Ф. М., Багров Н. Н., Бондаренко В. И. и др. Криогенно-вакуумные системы // Криогенная техника. — Киев: Наук. думка, 1985.—С. 105—131.
- Багров Н. Н., Фурманский А. Г., Гусляков А. А. Радиочастотный однопольный масс-спектрометр // Приборы и техн. эксперимента.—1969, № 4.—С. 136—138.
- Багров Н. Н., Веркин Б. И., Пилипенко А. П. и др. Ракетная аппаратура для изучения состава мезосфера и нижней термосферы // Тр. Центр. аэрол. обсерватории.—1977.—Вып. 127.—С. 15—19.
- Басенко А. В., Кислов А. М., Кладов Г. К. и др. Тепловое проектирование криогенного астрономического ИК-телескопа // Тепло- и массообмен в криогенной технике. — Киев: Наук. думка, 1990.—С. 109—115.
- Басс В. П., Бразинский В. И., Пилипенко А. П. и др. Постановка и реализация натурного эксперимента по исследованию процессов массопереноса в окрестностях ИСЗ серии «Космос» // Механика жидкостей и газа: Докл. Междунар. школы-семинара. — М.: ЦАГИ, 1994.—Ч. 5.—С. 8.1—8.17.
- Беляева А. И., Сиренко В. А. Криогенные многослойные покрытия. — Киев: Наук. думка, 1991.—280 с.

- Беляева А. И., Гребенник Т. Г., Погорелова С. А. и др. Система охлаждения криогенных ситалловых зеркал // Оптич. журн.—1992.—№ 1.—С. 45—50.
- Беляева А. И., Камышова И. В., Погорелова С. А. и др. Проблемы создания эффективной системы теплоотвода от кремозеркал из кремния // Оптич. журн.—1994.—№ 2.—С. 23—29.
- Бондаренко С. И., Шерemet В. И. Применение сверхпроводимости в магнитных измерениях. — Л.: Энергоатомиздат, 1982.—132 с.
- Бондаренко С. И., Иванов Н. И., Коноводченко В. А. и др. Криогенная электроника и радиофизика // Криогенная техника. — Киев: Наук. думка, 1985.—С. 74—88.
- Веркин Б. И., Багров Н. Н., Кулик и др. Физические основы моделирования вакуумных условий космического пространства // Модель космоса. — М: Изд-во МГУ, 1968а.—Т. 2.—С. 42—75.
- Веркин Б. И., Янов А. Е., Бондаренко В. И. и др. Имитационные исследовательско-испытательные установки с криогенными насосами // Модель космоса. — М: Изд-во МГУ, 1968б.—Т. 2.—С. 326—357.
- Веркин Б. И., Верховцева Э. Т., Фогель Я. М. Газоструйный источник вакуумного ультрафиолетового излучения // Физика вакуумного ультрафиолетового излучения. — Киев: Наук. думка, 1974.—С. 38—58.
- Веркин Б. И., Михальченко Р. С., Архипов В. Т. и др. Опыт разработки бортовых сублимационных аккумуляторов холода // Техника низких температур. — Киев: Наук. думка, 1979.—С. 3—21.
- Веркин Б. И., Гетманец В. Ф., Михальченко Р. С. Теплофизика низкотемпературного сублимационного охлаждения. — Киев: Наук. думка, 1980.—232 с.
- Веркин Б. И., Кириченко Ю. А., Михальченко Р. С., Гетманец В. Ф. Тепло- и массообмен в криогенных системах // Криогенная техника. — Киев: Наук. думка, 1985.—С. 7—47.
- Веркин Б. И., Кириченко Ю. А., Русанов К. В. Теплообмен при кипении в полях массовых сил различной интенсивности. — Киев: Наук. думка, 1988.—256 с.
- Гамуля Г. Д., Добропольская Г. В., Островская Е. Л. и др. Влияние ступенчатого нагружения на работоспособность конструкционных материалов в вакууме // Космич. исследования на Украине.—1981.—Вып. 15.—С. 28—34.
- Гетманец В. Ф., Михальченко Р. С. Основы расчета и проектирования криогенных систем терmostатирования // Исследование процессов в криогенной и вакуумной технике. — Киев: Наук. думка, 1982.—С. 3—36.
- Гринберг Н. М. Физическая трактовка механических критериев циклической трещиностойкости и влияния на них низкой температуры // Проблемы прочности.—1988.—№ 11.—С. 23—26.
- Житомирский И. С., Кислов А. М. Интегральные уравнения для аддитивных функционалов на марковских процессах и их использование в теории молекулярного и лучистого переноса // Теплообмен V. — Минск: ИТМО АН БССР, 1976.—Т. 8.—С. 17—24.
- Калашник Л. И., Кислов А. М., Лившиц Э. М. Расчет параметров криогенных вакуумных камер методом Монте-Карло // Инж.-физ. журн.—1967.—13, № 6.—С. 904—913.
- Кислов А. М., Галимов С. Р., Ястржембский А. Л. Об эффективности космического радиатора в бортовых системах криостатирования с аккумулятором холода // Космич. исследования.—1979.—17, вып. 3.—С. 449—456.
- Кислов А. М., Романенко В. Г. Применение метода Монте-Карло для расчета молекулярных и лучистых потоков в системах сложной конфигурации. — Харьков, 1980.—36 с.—

- (Препринт / АН УССР. ФТИНТ; № 80—12).
- Кислов А. М., Плетнев Ф. М., Пухнавцева Г. В. Численное моделирование процесса охлаждения криогенного объекта // Металлооптика-89: Тр. Всесоюз. конф. — М., 1990.— Т. 2.—С. 307—312.
- Коноводченко В. А., Лобанов К. Б., Силкин Н. В. и др. Метрологический комплекс для измерения параметров глубокоохлаждаемых ИК фотоприемников в низкофоновых условиях // Тепловые приемники излучения. — Санкт-Петербург: ВНИЦ «ГОИ им. Вавилова», 1992а.—С. 107—108.
- Коноводченко В. А., Меленевский Ю. А., Крухмалев Н. И. Сверхпроводниковые болометры для температур менее 1К // Низкотемпературные процессы и системы. — Киев: Наук. думка, 1987.—С. 3—8.
- Коноводченко В. А., Меленевский Ю. А., Гришин Е. А и др. Быстро действующий ИК-спектрофотометр для наземного телескопа // Тепловые приемники излучения. — Санкт-Петербург: ВНИЦ «ГОИ им. Вавилова», 1992б.—С. 77—78.
- Коноводченко В. А., Шумилов Ю. П., Наджип А. Э. и др. ИК-фотометр для астрофизических исследований // Тепловые приемники излучения. — Санкт-Петербург: ВНИЦ «ГОИ им. Вавилова», 1992в.—С. 79—80.
- Лаврентьев Ф. Ф. (ред.) Прикладное криогенное и вакуумное материаловедение. — Киев: Наук. думка, 1991.—152 с.
- Лебедева И. Л., Островская Е. Л., Юхно Т. Р. и др. Вторичные структуры при трении в вакууме: общие свойства и закономерности формирования для различных конструкционных материалов // Трение и износ.—1989.—10, № 4.—С. 723—736.
- Любарский И. М., Палатник Л. С. Металлофизика трения. — М.: Металлургия, 1976.—176 с.
- Маркус А. М., Удовенко В. Ф., Зиновьев М. В. и др. Ускоритель тяжелых ионов на энергию 200 кэВ для работ по физике твердого тела // Приборы и техн. эксперимента.—1980.— № 4.—С. 22—24.
- Михальченко Р. С., Вакуленко В. Д., Архипов В. Т. и др. Двухкомпонентный сублимационный аккумулятор холода КТ-12 // Техника низких температур. — Киев: Наук. думка, 1979.—С. 22—30.
- Михальченко Р. С., Архипов В. Т., Вакуленко В. Д. и др. Исследование работы дроссельной микрокриогенной системы совместно с аккумулятором холода // Тепловые процессы в криогенных системах. — Киев: Наук. думка, 1986.— С. 100—106.
- Плетнев Ф. М., Пухнавцева Г. В., Ястржембский А. Л. Методика теплового расчета криогенных инфракрасных телескопов. — Харьков, 1988.—22 с.—(Препринт / АН УССР. ФТИНТ; № 2—88).
- Сурков Ю. А., Иванова В. Ф., Веркин Б. И. и др. Масс-спектральные исследования химического состава атмосферы Венеры на АМС «Венера-9» и «Венера-10» // Геохимия.—1978.—№ 4.—С. 506—513.
- Gamulya G. D., Ostrovskaya Ye. L., et al. Friction behaviour and wear resistance of diamond-like carbon films under cryogenic temperatures // Diamond and Related Materials.—1994.—3.—P. 1381—1384.
- Gamulya G. D., Lebedeva I. L., Vvedensky Yu. V. et al. Secondary structure formation and wear mechanisms for solid lubricant coatings under friction in vacuum // Wear.—1994.—171.—P. 143—148.
- Ilichev V. Ya., Popov V. P., Skibina L. V. et al. Temperature dependence of the linear expansion coefficients of some Fe-Cr-Ni alloys in the temperature range 4,2 to 300 K // Cryogenics.—1978.—18, N 2.—P. 90—92.
- Ilichev V. Ya., Skibina L. V., Chernik M. M. The influence of martensitic transformation on strength and plasticity of Fe-Cr-Ni alloy single crystals // Austenitic Steels at Low Temperatures / Ed. by R. P. Reed. — New York: Plenum Press, 1983.—P. 69—82.
- Kislov A. M., Salenkov V. Yu., Yastrzembsky A. L. Efficiency of space radiators for cooling shields in cryostat insulation // Proc. ICEC-10, Helsinki, 1984. — Butterworth, 1984.—P. 522—524.
- Lavrentev F. F., Pokhil Yu. A., et al. Effect of low temperature thermocycling on the structure and stressstrain curve parameters of a Ti-Al alloys at 4,2 K // Cryogenics.—1983.—23, N 3.—P. 170—174.
- Lavrentev F. F., Pokhil Yu. A., et al. Fracture micromechanisms and plasticity of Fe-Cr-Ni-Ti alloys in the temperature range of 77 to 4,2 K // Mater. Sci. and Eng.—1992.—158A.—P. 157—166.
- Mikhalkchenko R. S., Arkhipov V. T., Ostrovskii I. N., et al. A study of solidification of liquid cryogens in cryostats // Физика низких температур.—1990.—16, № 4.—С. 476—480.
- Pletnyov F. M., Stepanova M. V., Yastrzhembskii A. L. Analysis of superfluid helium nonventing storage schemes in cryogenic system of space infrared telescope // Физика низких темпер.—1990.—16, № 4.—С. 482—484.
- Shablo A. A., Bondarenko S. I., Timofeev V. P., et al. HTSC thick-film flux transformers // Cryogenics.—1994.—34 ICEC Suppl.—P. 907—909.
- Verkin B. I., Getmanez V. F., Mikhalkchenko R. S. Termophysics of new phenomena of gradientless heat transfer in porous solid cryogen // Cryogenics.—1979.—19, N 1.—P. 17—26.
- Verkin B. I., Melenovsky Yu. A., Kharchenko I. F., Konovodchenko V. A. Fast-response superconducting bolometer // Proc. ICEC-8, Genova, 1980.—Guildford, 1980.—P. 539—543.

УДК 550.38

**Дослідження іоносферних провісників землетрусів
(експеримент «Попередження»)**

М. Я. Коцаренко¹, В. Є. Корепанов², В. М. Івченко¹

¹Київський національний університет ім. Тараса Шевченка

²Спеціальне конструкторсько-технологічне бюро Фізико-механічного інституту НАН України, Львів

Надійшла до редакції 04.05.95

Обговорюються ефекти збурень іоносфери, пов'язані з сейсмічними явищами, особлива увага звертається на іоносферні провісники землетрусів. Обґрутується необхідність вивчення цих провісників та вказується на переваги космічних засобів при вимірюванні параметрів іоносфери, які можуть бути використані для побудови короткострокових прогнозів землетрусів в глобальній системі прогнозування сейсмічних явищ. Приведені основні параметри космічного апарату та наукового комплексу в міжнародному експерименті «Попередження», що готується в рамках державної космічної програми України.

Останніми десятиріччями з метою прогнозу землетрусів більшість розвинутих країн проводять інтенсивні дослідження, як традиційні — сейсмологічні, геофізичні, тектономагнітні, так і нетрадиційні — іоносферні та інші. Широка мережа сейсмічних станцій і пунктів попередження землетрусів охоплює цілу земну кулю, і на її утримання щорічно витрачаються десятки мільйонів доларів. Проте їх ефективність досить мала через неоптимальне розташування станцій та недостатньо обґрутовані передбачення. У переважній кількості випадків прогнози були безуспішними. Яскравим прикладом є недавній землетрус в околицях Сан-Франциско (1994 р.), де зосереджена велика кількість традиційних наземних сейсмозасобів, але жодного провісника не було зареєстровано і попередження про землетрус не було зроблено. Прогноз надзвичайно насыченої та добре обладнаної мережі для довготермінових прогнозів розійшовся з реальністю на декілька місяців у часі та приблизно на 600 км щодо місця епіцентр. Тому для уникнення людських та матеріальних втрат особливого значення набувають короткотермінові прогнози землетрусів. На даний момент відомо понад десять різних ефектів (геологічних, геохімічних, геофі-

зичних, біологічних та ін.), які слід враховувати при складанні короткотермінових прогнозів. Проте достовірність та надійність таких прогнозів поки що невелика. Відомі випадки вдалого прогнозу в Китаї, де використовувалися відомості про рівень ґрунтових вод у свердловинах та вміст радону в землі. Повідомлялося також про правильні прогнози в Греції з використанням телуричних спостережень. Однак набагато частішими є випадки хибних прогнозів такого роду. Крім того, усі пропоновані короткотермінові прогнози є більш локальними, ніж сейсмологічні, і тому вимагають ще щільнішої мережі станцій. Тому використання будь-яких нових ефектів, пов'язаних з сейсмічними процесами, для короткотермінового прогнозування дуже бажане.

Загальна стратегія короткотермінового прогнозу землетрусів повинна орієнтуватися як на широку систему наземних сейсмічних станцій, так і космічну систему з багатьох супутників, дані яких повинні оброблятися в режимі реального часу для збільшення достовірності прогнозу того чи іншого землетрусу. Основною науковою передумовою космічного компонента системи моніторингу землетрусів є зв'язок літосфери з іоносферою та магніто-

сферою Землі. Такий зв'язок встановлено на сьогоднішній день як наземними, так і космічними засобами. Вже накопичено великий обсяг фактичного матеріалу, який вказує на наявність відгуків іоносфери на сейсмічну активність. Більше того (і це надзвичайно цікаво та важливо), виявилось, що над місцем майбутнього землетрусу в іоносфері на висотах від сотні до тисячі кілометрів за певний час до землетрусу виникають макроскопічні зміни параметрів іоносфери, які можуть бути зафіксовані космічними апаратами. Це може свідчити про наявність іоносферних провісників землетрусів, вимірювання яких, в принципі, дає змогу ставити питання про космічні засоби їх прогнозування.

Варто зауважити, що вплив сейсмічності на іоносферу вивчається вже більше тридцяти років. Так, Warwick (1963) спостерігав аномалії поглинання космічного радіовипромінювання в іоносфері, які він пов'язав з катастрофічним землетрусом в Чилі, що стався через шість днів після спостережень. Davies та Baker (1965) спостерігали значні зміни параметрів іоносфери, викликані великим землетрусом на Алясці в 1964 р. В колишньому Радянському Союзі було зареєстровано відкриття, суть якого полягала в дії землетрусів на іоносферу, причому енергія передається акустичними хвильами (Таранцев, Бирфельд, 1973).

Що стосується супутникових вимірювань, то ще в процесі виконання в 1981—1986 рр. програми експериментів радянсько-французького проекту «Аркад» з використанням розробленого в Україні (КБ «Південне») космічного апарату «Ореол-З» в іоносфері та магнітосфері Землі були виявлені процеси, зумовлені сейсмічною активністю. Важливо, що реєстрація таких процесів мала місце як під час землетрусу, так і за декілька годин (а то і добу) до нового. Подібні явища були зареєстровані також науковою апаратурою супутників «Інтеркосмос-19», «Інтеркосмос-24», «OGO-6», «GEOS-1», «GEOS-2» та інші.

Аналіз одержаних результатів дав змогу виділити п'ять основних типів іоносферних збурень, які передують землетрусам та супроводжують їх.

1. Варіації електричного E та магнітного H полів (див. таблицю). Природно, що варіації електричного та магнітного полів перед землетрусами виникають не тільки в іоносфері, а й на поверхні Землі. Для електричного поля такі варіації, мабуть, вперше були зареєстровані в 1924 р. (Чернявський, 1925), варіації ж магнітного поля перед землетрусом в Казані були відмічені ще в 1880 р.

2. Збурення електромагнітних хвиль, перш за все надзвичайно низької частоти — ННЧ ($f \sim 10^{-2} \div$

Основні параметри вимірювань

Вимірювані параметри	Діапазон вимірювань	Частотний діапазон, Гц
Низькочастотні вимірювання: електричного поля, В/(м·Гц) магнітного поля, нТл/Гц	$10^{-7} \div 10^{-2}$ $10^{-5} \div 10^{-1}$	10—30 000 10—30 000
Збурення постійної складової: електричного поля, В/м магнітного поля, нТл	$10^{-5} \div 10^{-1}$ $10^{-4} \div 10$	0.01—100 0.01—100
Зміни концентрації електронів та іонів, см ⁻³	$10^2 \div 10^6$	0.01—10
Зміни температури плазми, К	$10^2 \div 10^5$	0.01—3
Збурення потоку енергетичних часток, см ⁻³	$10^4 \div 10^8$	0.01—1
Варіації оптичних емісій [O I] $\lambda 6300, 5577 \text{ \AA}, R$	1—100	0.001—0.1

10^2 Гц) та дуже низької частоти ($10^2 < f < 10^5$). Як правило, максимум ННЧ-коливань припадає на частоту $f \approx 8$ Гц, а ДНЧ-коливань — на частоти $f \approx 10 \div 15$ кГц.

3. Збурення густини та температури іоносферної плазми в Е- та F-шарах, причому густина плазми може як збільшуватись, так і зменшуватись.

4. Варіації (збільшення) інтенсивності світіння іоносфери, в основному в емісіях атомарного кисню [OI] $\lambda = 5577 \text{ \AA}$ та $\lambda = 6300 \div 6364 \text{ \AA}$. Явище світіння нічного неба перед землетрусом помічено вже давно. Так, воно спостерігалось за добу перед землетрусом над Римом в 373 р. до нашої ери і зафіксовано в історичних хроніках, в недалекому минулому таке ж світіння відзначалось та реєструвалось над Ташкентом в 1966 р. та у Вірменії в 1988 р. Перевага реєстрації оптичних емісій космічними засобами полягає у виключенні впливу погодних факторів та охопленні значних площ за короткий проміжок часу, що дає можливість відокремити локальні варіації від глобальних.

5. Поява або варіації потоків геоактивних частинок в магнітосфері. Виявилось, що варіації E , H , низькочастотні коливання та варіації потоків геоактивних частинок виникають, як правило, за декілька годин до початку землетрусу, а варіації густини, температури та світіння іоносфери можуть виникати за одну-две доби до землетрусів.

Перелік явищ, супутніх та передуючих землетрусам, не є вичерпним. Так, мають місце аномалії поширення радіохвиль над епіцентром майбутнього

землетрусу, збурення спорадичних Es-шарів іоносфери, геохімічні та біохімічні процеси в морях і океанах; інші явища.

Варто зауважити, що послідовна теорія літосферно-іоносферних зв'язків до цього часу ще не розроблена. Не зовсім зрозумілі механізми взаємозв'язків вказаних оболонок Землі. Хоча з фізичної точки зору ясно, що основними механізмами передачі енергії мають бути акустичний та електромагнітний, але деталізація процесів стикається зі значними труднощами, пов'язаними з недостатністю кількістю експериментальних даних. Довільні коливання земної поверхні призводять до збудження акустичних та гравітаційних хвиль в атмосфері, які, розповсюджуючись вгору, можуть перетворюватися на альвенівські та магніто-звукові хвилі в іоносфері, які проявляються у вигляді ДНЧ- та ННЧ-коливань. З іншого боку, нестационарні електричні струми в літосфері, наприклад пов'язані з горизонтальним рухом підземних вод з відносно високою провідністю (в той час як провідність високих шарів води значно менша), у відповідності з рівняннями Максвелла майже миттєво (зі швидкістю світла) проявляються в іоносфері. Значний внесок в теорію електромагнітного зв'язку літосфери та іоносфери внесли вчені ІЗМІРАН та Інституту Фізики Землі РАН (О. А. Молчанов, О. А. Похотовський та інші).

При використанні супутникової системи моніторингу сейсмічної активності виникають деякі труднощі. По-перше, потрібно враховувати зміни сонячної активності, яка також викликає зміни параметрів іоносфери, та дії антропогенних факторів (штучні вибухи, запуски ракет та інше). По-друге, якщо результати активних плазмових експериментів в іоносфері, як правило, оброблялись на протязі місяців, а то й років, то дані супутникових вимірювань іоносфери в системі моніторингу сейсмічної активності потрібно аналізувати за час до появи землетрусу (це десятки хвилин, у кращому випадку години).

Жоден із згаданих супутників не був розроблений спеціально для передбачення землетрусів, тому отримані дані не зовсім підходять для вказаної мети. Крім того, лише незначна їх частина придатна для використання. Тому стає зрозумілим, що тільки цілеспрямована, створена з метою передбачення землетрусів космічна система може забезпечити моніторинг усіх відомих провісників землетрусу, які можна реєструвати з супутників. Кроскореляційний аналіз вимірюваних параметрів різних фізичних явищ, таких як радіохвильові та оптичні випромінювання, космічні промені й потоки часток радіаційних поясів, геомагнітні й гео-

електричні поля, з одного боку, та широкого набору наземних даних, включаючи й сейсмічні, з іншого, дозволять виявити найбільш інформативні й надійні провісники землетрусів.

Національне космічне агентство України розпочало в межах державної космічної програми підготовку космічного проекту «Попередження». Цей проект є першою в світі програмою, спрямованою безпосередньо на пошук провісників землетрусів. До участі в ньому запрошені наукові й дослідницькі організації різних країн з метою об'єднання зусиль на розв'язання цієї важливої проблеми.

Перший етап проекту «Попередження» передбачає запуск у 1998 році космічного комплексу, що складатиметься з головного та одного чи двох субсупутників. За допомогою різноманітного наукового обладнання, встановленого на борту космічного комплексу, буде накопичуватись інформація про електромагнітні параметри іоносфери. Застосування субсупутників збільшить роздільність здатності системи та підвищить надійність результатів вимірювань.

Метою експерименту є пошук іоносферних провісників землетрусів шляхом дослідження електромагнітних пульсацій в іоносфері в діапазоні наднизьких і дуже низьких частот та їх зв'язку з сейсмічними явищами. На другому етапі планується одночасний запуск 6—10 описаних вище космічних комплексів, що дозволить значно розширити дослідження.

Експеримент передбачає вимірювання шести компонент електромагнітного поля (3 електричні та 3 магнітні) в УНЧ-ННЧ-ДНЧ-діапазоні частот. Це дасть змогу визначити не лише амплітуду та спектр збурень, а й їх поляризацію та напрям руху енергії (за вектором Пойнтинга), що, в свою чергу, суттєво підвищить точність визначення координат джерела порівняно з вимірюваннями, які проводилися раніше. Очікувана точність при цьому становитиме 100—200 км за широтою та 1000—2000 км за довготою. При повній реалізації проекту (6—10 КА одночасно) розділення за довготою може бути покращене до 100—200 км.

Планується наступна структура проекту:

- ракетно-космічний комплекс, що включає космічний апарат з технічним забезпеченням та космічну ракетну групу;
- наземний комплекс управління космічним апаратом;
- наземний центр обробки інформації;
- мережа сейсмічних станцій та іншого обладнання (іоносферних та магнітних станцій, оптичних пристрій та ін.) для наземних вимірювань.

Параметри космічного комплексу:

Орбіта	кругова, $h = 600$ км
Нахилення	74°
Склад:	супутник + 2 субсупутники
Вага: супутника	1500 кг
субсупутника	100 кг
Точність орієнтації супутника	краще 15°
Кутова стабілізаційна швидкість	менше 0.05°/с
Період активної дії	більше 1 року
Тип ракети	«Циклон»

Попередньо планується такий комплект бортової апаратури:

- хвильовий комплекс для вимірювання електричних та магнітних полів;
- апаратура для вимірювання температури та концентрації іоносферної плазми;
- радіоспектрометр для вимірювання профіля електронної концентрації нижче шару F;
- система для вимірювання оптичного випромінювання іоносфери;
- спектрометр заряджених частинок (електронів, протонів, іонів);

- двочастотний передавач (150/400 МГц) для томографічного зондування іоносфери;
- сонячний рентгенівський спектрометр.

Таранцев А. В., Бирфельд Я. Г. Явления воздействия сейсмичности Земли через акустические волны на ионосферу // Краткие описания открытый. ЦНИИПИ.—1973.—Открытие № 128.—С. 157.

Чернявский Е. А. Электрические бури // Бюл. САГУ.—1925.—№ 10.—С. 157.

Chmyrev V. M., Isaev V. N., Bilichenko S. V., and Stanev G. Observation by space-borne detectors of electric fields and hydromagnetic waves in the ionosphere over an earthquake zone // Phys. Earth Planetary Interiors.—1989.—110.

Davies K., Baker D. Ionospheric Effects Observed Around the Time of the Alaska Earthquake of March, 1964 // J. Geophys. Res.—1965.—70, N 9.—P. 2251—2253.

Gokhberg M. B., Morgunov V. A., Ye. L. Aronov. Radiofrequency radiation during earthquakes. Doklady Akad. Nauk USSR.—1982.—248, 32.

Korepanov V., Kotsarenko N. Ukrainian Earthquake Prediction Space Project «Warning» — Goals and Methodology of the Experiment. Elecntrovagnetic Phenomena Related to Earthquake Prediction / Ed. by M. Hayakawa and Y. Fujinava. — Tokyo, 1994.—P. 483—487.

Warwick J. W. Radioastronomical Techniques for the Study of Planetary Atmospheres // Radioastronomical and Satelite Studies of the Atmosphere / Ed. by J. Aarons. — Amsterdam: North Holland, 1963.—P. 400.

ABSTRACTS

On the state space program of Ukraine

V. P. Gorbulin, A. P. Zavalishyn, O. O. Negoda, and Ya. S. Yatskiv

Space Science and Technology, 1995, 1, N 1, P. 7—11 (in Ukrainian).

Conceptional basis of the state space programme of Ukraine is discussed. Characteristics of lines of research and main projects are given.

Scientific and technological trends in designing spacecraft in the M. K. Yangel' Yuzhnoe Design Office

S. N. Konyukhov

Space Science and Technology, 1995, 1, N 1, P. 12—34.

The paper describes the conditions which permitted the Yuzhnoe Design Office to become a leading enterprise in the field of producing launch vehicles and spacecraft. Previously the Yuzhnoe specialized in the development of ICBM complexes. A short list of spacecraft designed by Yuzhnoe is presented as well as a review of space investigation programmes realized in the period from 1962 to 1995 using these spacecraft. Principal characteristics and design features of the spacecraft developed in the Yuzhnoe at different stages of its operation are given. Considerable attention is given to problems of development and improvement of spacecraft support equipment. The paper shows contribution of the Yuzhnoe Design Office to resolving the scientific and technological problems in the development of several spacecraft generations. It reflects also Yuzhnoe's role in the investigations and exploitation of space environment within the "Cosmos" and "Intercosmos" programmes and later within the scope of the state space programme of Ukraine.

Concept of developing control system for automatic spacecraft of "Spectr" series

Ya. E. Aizenberg

Space Science and Technology, 1995, 1, N 1, P. 35—46.

Automatic spacecraft (ASC) orientation is described with an orientation quaternion defined by the platform-free inertial system algorithms using data from gyroscopic meter of angular velocity vector (GMAVV). Redundancy of the GMAVV data allows detecting failures and turning off faulty sensors (up to 2 of 6). GMAVV deflections proportional to time are estimated by the ASC position optical sensor readings with the help of Kalman filter. A telescope orientation accuracy of 30 arcsec is reached by using data of optical sensors mounted directly on the telescopes. The example of such a sensor is "TAUVEX" (Israel) mounted on the telescope "SODART" (Denmark), this sensor data being used in "Spectr-RG" ASC Control System (CS). Scientific telescope angular stabilization accurate to 0.25 arcsec and angular velocity accurate to 10 degree per second is reached by using Kalman estimation of ASC phase coordinates and of its disturbing moments when forming flywheel control signals. During one observation session the CS of power gyroscopic system ensures tenfold automatic telescope reorientation with taking into account restrictions on its position relative to the Sun, the Moon, and the Earth. The autonomous navigation algorithms based on integrating equations of the ASC mass center motion allow the direction of a transmitting aerial towards the Earth measurement point with a 3 angular minute accuracy.

The “Spectrum-UV” space project

R. E. Gershberg, A. M. Zvereva, P. P. Petrov,
V. I. Pronik, and N. V. Steshenko

Space Science and Technology, 1995, 1, N 1, P. 47—56.

The “Spectrum-UV” Project, an international ultraviolet space observatory, is described. The observatory will include 1.7 meter aperture ultraviolet telescope equipped with a set of spectrometers of high, medium, and low resolutions and an imaging camera operating in the 912—3500 Å wavelength region. High-apogee (up to 300 000 km from the Earth) orbit will make it possible to carry out long time series of astrophysical observations.

**Complex investigations of physical and mechanical properties
of light-absorbing coating materials
of the Mars-96 and Regata space vehicles
under the influence of outer space factors**

V. V. Abraimov, N. N. Agashkova, L. Bohne, I. V. Budnyak, N. I. Velichko,
A. V. Krebsun, V. I. Kostenko, F. Lura, and A. M. Markus

Space Science and Technology, 1995, 1, N 1, P. 57—68.

Physical and mechanical properties of four types of light-absorbing coating materials were investigated comprehensively under the conditions closely approximating those of the outer space. The physico-chemical processes occurring in irradiated materials are shown to depend on the radiation type as well as on the radiation energy and dose, the structural and chemical composition of the polymer. Based on the experimental results, the Kapton is proposed as a base for the light-absorbing coatings as well as for other composites intended for use in the outer space. In addition to its maximum resistance to radiation, it features plasticity at 4.2 K in contrast with other polymer materials. The Kapton plasticity is supposed to be of quantum nature at $T = 4.2$ K.

**Space vehicle navigation
by means of GLONASS and NAVSTAR GPS signals**

A. A. Zhalilo, P. A. Kot, I. N. Minervin, I. G. Nozdrin,
V. V. Piskorzh, and L. P. Rofvarg

Space Science and Technology, 1995, 1, N 1, P. 69—73.

There is a tendency to use widely the equipment of Global Positioning Systems (GPS) GLONASS and NAVSTAR for different applications. One of these applications is the test and control of space vehicles. If the GLONASS and NAVSTAR are used together, the navigation field at altitudes of more than 5000 km is not continuous. In this case a pseudolite or a range and rate measuring device have to be used for accurate and reliable GPS positioning. Simulation estimates of GDOP probability and positioning accuracy of a space vehicle launched to the geosynchronous orbit are presented in this paper. The paper also outlines the features of operation with navigation satellites entering and leaving the Earth shadow.

**Structure algorithm organization and reliability models
of reserved systems**

A. I. Krivonosov, A. A. Kulakov, N. K. Baida,
V. S. Kharchenko, and N. P. Blagodarny

Space Science and Technology, 1995, 1, N 1, P. 74—79.

The paper presents the results obtained in the investigations of the structural organization of on-board operating computing systems with reserved architecture and the influence of the amount of general-purpose equipment upon the reliability characteristics of unadapted reserved architectures. Reliability estimates of adapted reserved architectures with interchannel and external control are given. Some results obtained in the realization of specialized computers at the “Khartron” company in Kharkov are described.

Cryogenics in space research:**Developments of B. Verkin Institute for low-temperature physics
and engineering of National Academy of Sciences of Ukraine**

S. I. Bondarenko and A. M. Kislov

Space Science and Technology, 1995, 1, N 1, P. 80—95.

We present some results of investigation and engineering of cryogenic electron-optical, mass-spectrometric, and super-conducting devices for space research, ground-based infrared devices for studying space objects, on-board cryostat systems, cryogenic vacuum imitators of the outer space, materials and technologies for investigations in the outer space.

**Investigations of the ionospheric precursors
of earthquakes project “Popredzhennya”**

N. Ya. Kotsarenko, V. E. Korepanov, and V. N. Ivchenko

Space Science and Technology, 1995, 1, N 1, P. 96—99 (in Ukrainian).

Disturbances in the ionosphere related to seismic phenomena are discussed, special attention being paid to earthquake precursors. The necessity to study these precursors is shown, and the ionospheric parameters which might be used for short-term earthquake predictions in the global system of seismic activity prediction are identified. Main parameters of the space vehicle and scientific equipment of the international “Popredzhennya” project are presented. The project is developed within the framework of the state space program of Ukraine.
